АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3 (АГБ-3К)

МАШИНОСТРОЕНИЕ
1968

АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3
(АГБ-3К)

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ
И ИНСТРУКЦИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ АГБ00.00.000 ТО



ИЗДАТЕЛЬСТВО
МАШИНОСТРОЕНИЕ
Москва 1 968

УДК 629.13 05.004

Системы индикации серийно выпускаемых авиагоризонтов (АГБ-47Б, АГИ-1, АГБ-2, АГД-1) значительно отличаются друг от друга как по конструктивному выполнению, так и по способам отсчета показаний, что представляет некоторое неудобство в эксплуатации этих приборов.

Авиагоризонт АГБ-3 разработан в качестве резервного авиагоризонта для совместного использования с дистанционным авиагоризонтом АГД-1. Поэтому система индикации авиагоризонта АГБ-3 полностью соответствует системе индикации авиагоризонта АГД-1. Однако в последнее время авиагоризонт АГБ-3 широко применяется на вертолетах и самолетах с дозвуковыми скоростями в качестве основного авиагоризонта.

Особенностью авиагоризонта АГБ-3 является то, что установленные по осям крена и тангажа сельсины-датчики позволяют использовать его в качестве гиродатчика, т. е. авиагоризонт АГБ-3 может выдавать электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа на потребители этих сигналов. Это обстоятельство значительно расширяет технические возможности авиагоризонта АГБ-3 и его применение выходит за рамки резервного авиагоризонта.

Так как по сравнению с авиагоризонтом АГД-1 или с центральными гировертикалями АГБ-3 имеет малые габариты и вес, его особенно выгодно применять на самолетах и вертолетах, эксплуатируемых на местных линиях, где одновременно он может служить указателем горизонта и гиродатчиком для выдачи сигналов на автопилот или другие системы, потребляющие сигналы гировертикали

Авиагоризонт АГБ-3К является модификацией авиагоризонта АГБ-3 и отличается конструктивно лишь наличием встроенной арматуры подсвета для освещения лицевой части, т. е элементов индикации, встроенным красным светом и соответственно различной окраской элементов индикации прибора.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

I. НАЗНАЧЕНИЕ И КОМПЛЕКТНОСТЬ

Основным назначением авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) является обеспечение летчика легковоспринимаемой, крупномасштабной индикацией положения самолета или вертолета по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта при отсутствии видимости естественного горизонта. Кроме того, авиагоризонт позволяет выдавать электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, внешним потребителям этих сигналов, имеющимся на самолете или вертолете (автопилот, курсовые системы и т. д.).

Внешний вид прибора АГБ-3 показан на рис. 1, а прибора АГБ-3К на рис. 2. Авиагоризонт АГБ-3 (АГБ-3К) рекомендован для применения на вертолетах и самолетах с дозвуковыми скоростями полета.

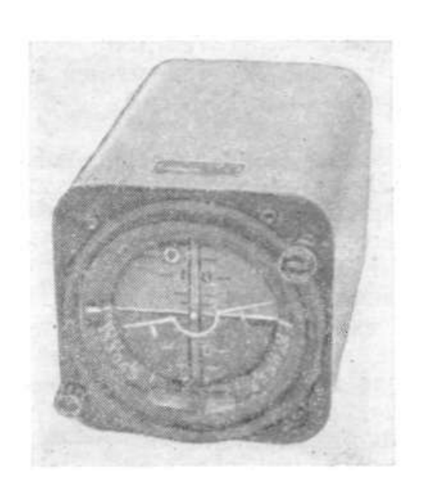


Рис. 1. Авиагоризонт АГБ-3

В комплект авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) входят:

1. Собственно прибор АГБ-3 (АГБ-3К)—1 шт.
2. Розетка штепсельного разъема 2РМ24КПН19Г1А1 или 2РМ24КУН19ПА1 — 1 шт.
3. Винт с полукруглой головкой 3169А-5-14 — 4 шт. Длина винта определена для приборной доски толщиной 4 *мм*.
4. Шайба 3408Д-0,8-5-8 — 4 шт.
5. Шайба 5Н65Гокс — 4 шт.
6. Запасные лампы СМК-37 (для АГБ-3К) — 4 шт.

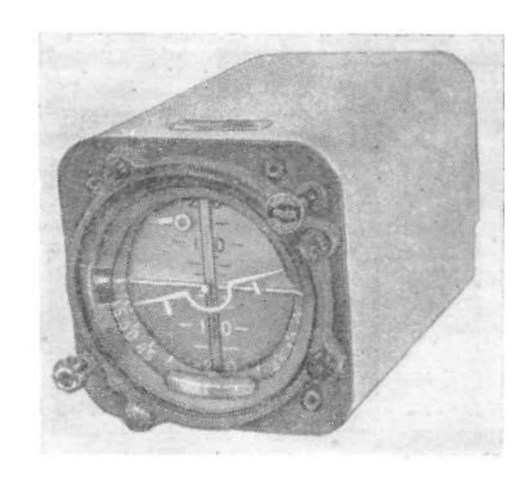


Рис. 2. Авиагоризонт АГБ-3К

7. Паспорт на прибор — 1 шт.
8. «Техническое описание и инструкция по монтажу и эксплуатации» — **1** экз.

Примечание. При поставке нескольких авиагоризонтов (партии) в один адрес техническое описание и инструкция по эксплуатации прилагается не к каждому прибору, а на партию, которая определяется заказчиком.

II. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

1. Прибор дает возможность контролировать:

углы крена самолета . . . . . в пределах ±360°

углы тангажа . . . . в пределах ±80°

2. Время готовности прибора . не более 1,5 *мин*

3. Погрешность показаний прибора, отсчитываемая по шкале тангажа и по шкале крена, включая застой и инструментально-шкаловую ошибку, не превышает:

а) в диапазоне углов от 0 до 30° не более ±1°

б) на углах свыше 30°. . . . не более ±2°

4. Уход гироскопа на качающемся основании за 5 *мин* при выключенной коррекции не превышает по крену и тангажу . . . . ±2,5°

5. Погрешность прибора после выполнения разворотов и спиралей с кренами до 60° продолжительностью до 10 *мин* с автоматически выключенной поперечной коррекцией от внешнего отключателя не превышает . . +3°

6. Скорость прецессии гироскопа по осям крена и тангажа под действием коррекции . . . . от 1,8 до 6°/*мин*

7. Температурный диапазон работы прибора . . . . от +60 до —60° С

8 Высотность . . . . до 25 000 *м*

9. Питание прибора . . . . . . от источника трехфазного тока напряжением 36+3,6 *в* и частотой 400+8 *гц* и от источника постоянного тока напряжением 27+2,7 *в*

10. Потребляемый ток в установившемся режиме работы прибора:

а) переменный ток . . . . . . не более 0,9 *а*

б) постоянный ток . . . . . . не более 0,3 *а*

в) постоянный ток, потребляемый лампами подсвета в приборе АГБ-3К не более 0,1 *а*

11. Потребляемая мощность по цепям переменного тока . . . . . . не более 60 *вт*

12. Прибор виброустойчив при вертикально-действующей вибрации в диапазоне частот . . . . от 10 до 300 *гц* при перегрузке не более 1,2 *g*

13. Прибор выдерживает воздействие четырехкратной ударной перегрузки в количестве . . . . 10000 ударов при частоте нагружения 60—100 ударов в минуту

14. Вес прибора не превышает . . 4,2 *кг*

15. Габаритные размеры (с розеткой штепсельного разъема) . . . . 120X120X234 *мм*

16. Основные характеристики встроенного освещения

а) лампы встроенного освещения питаются . . . . постоянным током

— номинальное напряжение на клеммах ламп . . . . 10 а

— предел регулировки напряжения . . . . от 4 до 15 в

б) применяемый тип ламп . . СМК-37

— предельная длина волны спектрального пропускания колбы лампы 600—630 *ммк*

в) неравномерность освещения указательных элементов не превышает . . . . 1—5

г) максимальная яркость знаков и указательных элементов прибора . . не более 0,15 *нт*

— минимальная яркость , . 0,01 *нт* при питании ламп напряжением 10 *в*

III. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Гироскопическая система авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы, главная ось которого поддерживается в вертикали места (т. е. перпендикулярно плоскости истинного горизонта) системой электрической маятниковой коррекции.

Как известно, главная ось некорректируемого трехстепенного гироскопа вследствие суточного вращения Земли и перемещения самолета в полете относительно земли, а также под влиянием трения в опорах карданова подвеса, остаточной несбалансированности гироскопа и ряда других причин будет с течением времени отклоняться от положения истинной вертикали места.

Электрическая маятниковая коррекция, состоящая из двух одноосных жидкостных маятниковых датчиков *16* и *17* (рис. 3) и коррекционных моторов *12* и *21,* определяет истинную вертикаль и создает на осях карданова подвеса гироскопа моменты, вызывающие прецессионное движение главной оси гироскопа к вертикальному направлению.

Гиросистема авиагоризонта состоит из гироузла *19,*.представляющего собой гиромотор, укрепленный в кожухе, и карданной рамы *18.* Гироузел является внутренней рамой карданова подвеса, а карданная рама — наружной.

На самолете гироскоп авиагоризонта располагается таким образом, что ось внешней рамы направлена параллельно продольной оси самолета, а ось внутренней рамы — параллельно поперечной оси самолета.

Такое расположение осей карданова подвеса на самолете дает следующие преимущества:

1) авиагоризонт дает показания истинных углов крена и тангажа;

2) устойчивость гироскопа авиагоризонта зависит не от углов крена, а от углов тангажа и определяется выражением:

$$J'\Omega\cos\upsilon ,$$

где J— момент инерции ротора гироскопа;
Ω— угловая скорость вращения ротора;
υ — угол тангажа самолета.

Как видно из приведенного выражения, при горизонтальном полете (0 = 0) устойчивость гироскопа наибольшая. При углах тангажа, близких к 90°, устойчивость гироскопа уменьшается до минимума и ось гироскопа может сбиваться с вертикального положения.

Для обеспечения летчика правильной индикацией при полете самолета в перевернутом положении (например, при выполнении фигуры «петля») в гироскопе авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) применены упоры *13* и *15.*

При выполнении «петли» или других сложных эволюции, когда самолет летит с углом тангажа 80° или более, упор карданной рамы *13* касается упора гироузла *15* и давит на него. При этом возникает возмущающий момент, вектор которого направлен вдоль оси гироузла (оси *у—у).*

По закону прецессии карданная рама начнет поворачиваться вокруг оси *х—х* в сторону совмещения составляющей вектора кинетического момента гироскопа JΩcosυ, перпендикулярной плоскости карданной рамы, с вектором возмущающего момента по кратчайшему пути.

Карданная рама, прецессируя, перевернется на 180° и, когда угол тангажа будет более 90° упор карданной рамы отойдет от упора гироузла; прецессионное движение прекратится и силуэт самолетика окажется перевернутым на 180° относительно шкалы тангажа, что укажет на положение самолета,

перевернутое относительно плоскости горизонта на 180°.

Кроме того, благодаря упорам не происходит полного совмещения оси ротора гироскопа и оси карданной рамы при выполнении «петли» и устойчивость гироскопа при углах тангажа, близких к 90°, теряется неполностью.

При поворотах самолета вокруг своей продольной или поперечной оси главная ось трехстепенного гироскопа не изменяет своего положения относительно плоскости истинного горизонта и остается совмещенной с вертикалью данного места. При этом вместе с поворотом самолета поворачивается корпус прибора относительно карданной рамы (вокруг оси *x—x)* на угол, равный углу крена, или карданная рама поворачивается вместе с корпусом прибора относительно гироузла (вокруг оси *y—y)* на угол, равный углу тангажа. Углы крена воспроизводятся на лицевой части указателя прибора с помощью механической передачи крена, состоящей из трибок *10, 11* силуэта самолетика *1* и шкалы крена *2,* а углы тангажа — с помощью следящей системы, состоящей из сельсина-датчика *14,* сельсина-приемника *6,* усилителя *8,* двигателя-генератора отработки 5 с редуктором и шкалы тангажа *3,* выполненной в виде гибкой ленты, перемещающейся с помощью верхнего и нижнего барабанов.

Для сигнализации об отказе (нарушении) питания в приборе АГБ-3 (АГБ-3К) имеется сигнализатор отказа питания, исполнительным элементом которого является двигатель трехфазного тока *9* с указательным элементом-флажком.

Для совмещения линии искусственного горизонта шкалы тангажа и центра силуэта самолетика при наличии угла атаки в горизонтальном полете в приборе АГБ-3 (АГБ-3К), в левом нижнем углу лицевой части, установлена ручка механизма центровки шкалы тангажа *4* с индексом горизонта *7.*

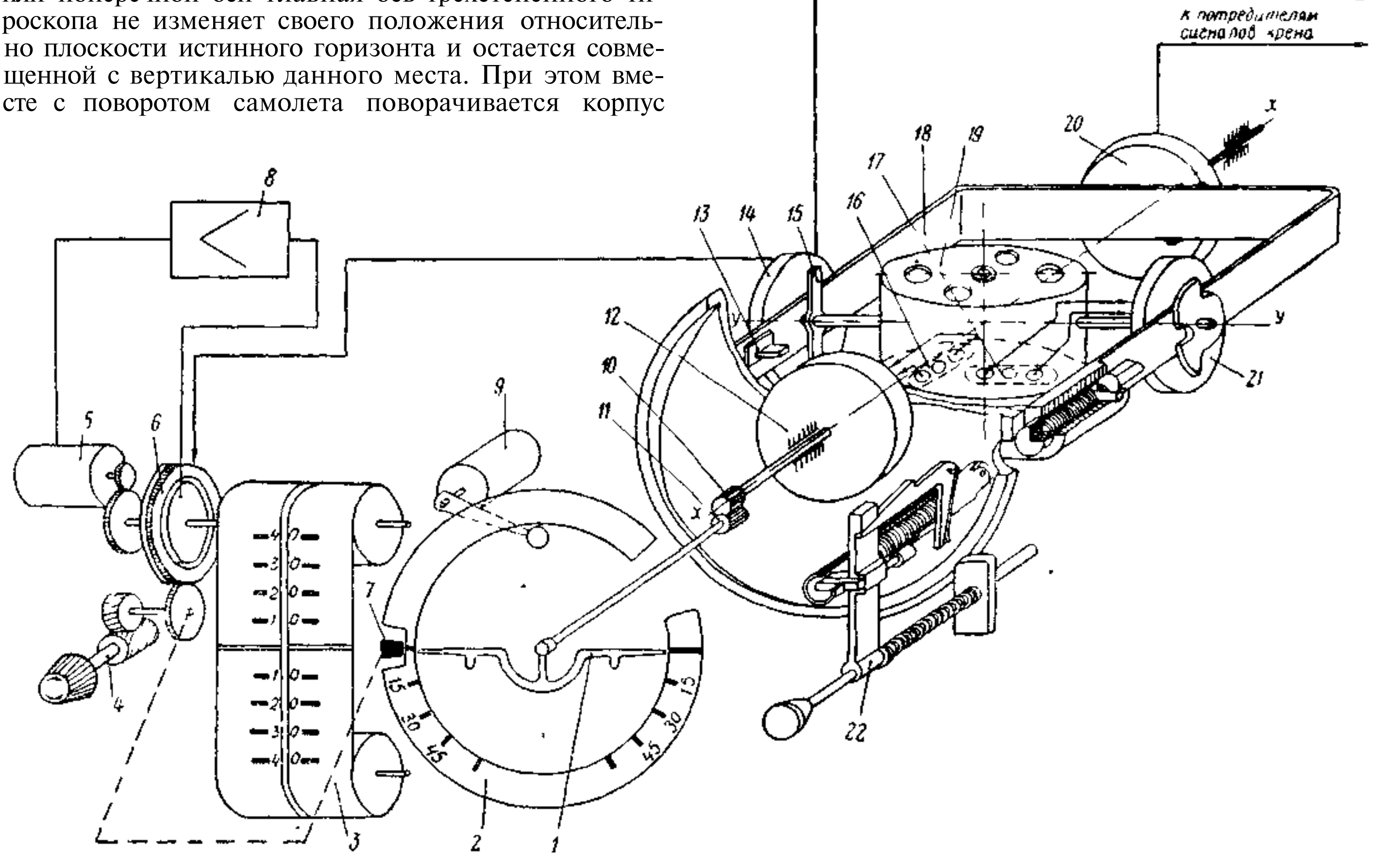


Рис. 3. Кинематическая схема авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К):

1—силуэт самолетика, *2*—шкала крена; 3-шкала тангажа, *4*—ручка механизма центровки шкалы тангажа, 5—двигатель-генератор- 6-сельсин-прнемник, 7—индекс горизонта; *8* усилитель; 9-сигнализатор отказа питания; *10, 11*-трибки; *12*-продольный коррекционный мотор, *13, 15*-упоры, *14- сель*син-датчик тангажа; 1б, 17-жидкостные маятниковые датчики, *18*—карданная 'рама, *19*—гироузел, *20*—сельсин-датчик крена; *21*—поперечный коррекционныи мотор; 22—механизм арретира

равной 1,8—6° за каждую минуту действия ускорения, к новому положению равновесия, определяемому направлением равнодействующей силы тяжести (направлением истинной вертикали) и инерционных сил, т. е. к положению «кажущейся вертикали».

Показания авиагоризонта по углу крена или тангажа в этом случае содержат ошибку, равную углу между истинной и «кажущейся» вертикалью. Для уменьшения погрешностей при действии линейных *или* центростремительных ускорений в приборе необходимо выключать продольную и поперечную коррекцию с помощью внешних выключателей. При выключенной коррекции прибор накапливает погрешность со скоростью собственного ухода (не более *0,5°/мин)*.

IV. СИСТЕМА ПОКАЗАНИЙ

Авиагоризонт АГБ-3 (АГБ-3К) представляет собой комбинацию из двух самостоятельных визуальных приборов: гирогоризонта и указателя скольжения. Указатели обоих приборов выведены на лицевую сторону авиагоризонта.

Авиагоризонт АГБ-3 (АГБ-3К) имеет раздельную систему показаний по крену и тангажу. Направление перемещения указательных элементов (шкалы тангажа и силуэта самолетика относительно линии искусственного горизонта) соответствует действительному направлению крена и тангажа. Линия искусственного горизонта шкалы тангажа не стабилизирована в пространстве гироскопом, а при кренах самолета поворачивается вместе с корпусом прибора относительно истинного горизонта на угол крена. Силуэт самолетика поворачивается относительно линии искусственного горизонта шкалы тангажа также на угол крена самолета и в том же направлении. Направление перемещения шкалы тангажа также соответствует истинному направлению углов тангажа.

Показания положения самолета относительно плоскости истинного горизонта по углам крена и тангажа осуществляются следующим образом: при кренах самолета корпус прибора, связанный с корпусом самолета, поворачивается относительно карданной рамы *18* (см. рис. 3) на угол, равный углу крена.

На лицевой части прибора крены самолета имитируются поворотами силуэта самолетика 1 (рис. о, 4, 5) относительно шкалы крена *2,* укрепленной на корпусе прибора. Чтобы показания прибора соответствовали действительному направлению крена, силуэт самолетика связан с карданной рамой через пару трибок *10* и *11* (см. рис. 3) с передаточным отношением 1:1. Ведущая трибка *10* закреплена на оси карданной рамы, ведомая трибка 11 жестко связана с силуэтом самолетика *1.*

При крене самолета шкала *2,* укрепленная на корпусе прибора, повернется относительно истинного горизонта вместе с самолетом на тот же угол и в ту же сторону. Силуэт самолетика при этом в результате жесткого зацепления с трибкой повернется на двойной угол крена относительно истинного горизонта в ту же сторону, что и самолет. Следовательно, положение силуэта самолетика относительно нулевых делений шкалы крена будет соответствовать по величине и направлению истинному углу крена самолета.

Таким образом, при правом крене — правое крыло силуэта самолетика, а при левом крене—левое опускается ниже линии искусственного горизонта. Отсчет углов крена производится по оцифрованной части шкалы кренов, причем стрелкой служит конец силуэта самолетика. Шкала отградуирована от 0 до 30° через 5°, а от 30 до 60° — через 15°. Углы 15, 30 и 45° оцифрованы.

Цифры и деления шкалы крена и силуэт самолетика у прибора АГБ-3 покрыты светящейся массой зеленого свечения, а у прибора АГБ-3К — белой эмалью.

При горизонтальном полете самолета линия искусственного горизонта шкалы тангажа совпадает с центром силуэта самолетика (при условии центровки шкалы тангажа на угол атаки). Наличие и направление угла тангажа определяется по положению шкалы относительно центра силуэта самолётика. Величина угла определяется по делениям шкалы, совпадающим с центром силуэта самолётика.

Для лучшей ориентации в полете шкала тангажа у прибора АГБ-3 выше линии искусственного горизонта окрашена в голубой цвет («небо»), ниже линии искусственного горизонта — в коричневый цвет («земля»). У прибора АГБ-3К шкала тангажа выше линии искусственного горизонта окрашена в светло-серый цвет («небо»), ниже линии искусственного горизонта—в черный цвет («земля»).

Направление перемещения шкалы тангажа *3* выбрано таким, что у прибора АГБ-3 при кабрировании самолета силуэт самолетика оказывается на голубом фоне шкалы, а при пикировании — на коричневом фоне. У прибора АГБ-3К при кабрировании силуэт самолетика оказывается на светло-сером фоне шкалы, при пикировании — на черном фоне. Шкала тангажа имеет горизонтальные деления: от 0 (линия искусственного горизонта) до 5° через 2,5°; от 5 до 40° через 5° и далее до ±80° через 10°.

У прибора АГБ-3 деления и цифры на коричневом фоне шкалы и линия искусственного горизонта покрыты светящейся массой оранжевого свечения, а цифры и деления на голубом фоне — зеленого свечения. У прибора АГБ-3К цифры, деления и линия искусственного горизонта покрыты белой эмалью.

В левом верхнем углу лицевой части прибора на фоне шкалы тангажа при отключенном питании виден флажок *9* сигнализатора отказа питания (см. рис. 4 и 5). При включенном питании флажок убирается из видимой зоны шкалы тангажа. У прибора АГБ-3 диск флажка покрыт светящейся массой зеленого свечения, а в центре диска нанесена точка красной эмалью. У прибора АГБ-3К диск флажка покрыт белой эмалью, в центре нанесена точка красной эмалью, а по краям диск имеет черную окантовку. Такую окраску применяют для обеспечения четкой видимости флажка как при естественном, так и при искусственном освещении прибора.

В правом верхнем углу передней панели прибора расположена кнопка *6* арретира с надписью: «Нажать перед пуском». В левом нижнем углу расположена ручка *4* центровки шкалы тангажа (кре-

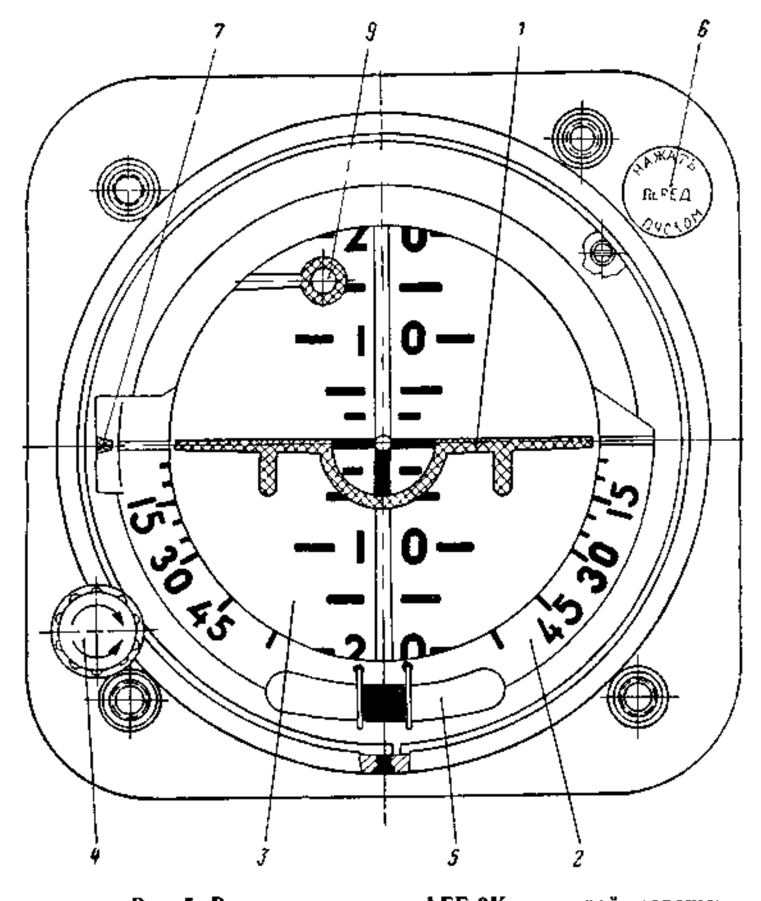


Рис. 4. Вид авиагоризонта АГБ-3 с лицевой стороны:

1—силуэт самолетика; *2*—шкала крена; *3*—шкала тангажа; *4*—ручка механизма центровки шкалы тангажа; *5*—указатель скольжения; *6*—кнопка арретира; *7*—индекс горизонта; *9*—флажок сигнализатора отказа питания

Рис 5. Вид авиагоризонта АГБ-3К с лицевой стороны:

1—силуэт самолетика, *2*—шкала крена; *3*—шкала тангажа; *4*—ручка механизма центровки шкалы тангажа; *5*—указатель скольжения; *6*—кнопка арретира; *7*—индекс горизонта; *8*—головка ламподержателя; *9*—флажок сигнализатора отказа питания

мальеры). В левой стороне лицевой части прибора в прорези шкалы крена выведен индекс 7 (см. рис. 3, 4, 5) механизма центровки шкалы тангажа. У прибора АГБ-3 индекс покрыт светящейся массой зеленого свечения, а у прибора АГБ-3К — белой эмалью.

Внизу лицевой части, в вырезе шкалы крена, расположен указатель скольжения *5* типа КР-601, который предназначен для контроля правильности выполнения разворотов. При координированном развороте шарик указателя скольжения остается между центральными индексами. Отклонение шарика свидетельствует о наличии скольжения.

У прибора АГБ-3К на передней панели расположены четыре головки ламподержателей *8* (см. рис. 5). Ламподержатели — съемные, что позволяет заменять лампы СМК-37 в случае перегорания.

V. ЭЛЕКТРОКИНЕМАТИЧЕСКАЯ СХЕМА

1. КИНЕМАТИЧЕСКАЯ СХЕМА

Гироузел, состоящий из гиромотора *1,* укрепленного в корпусе *64* (рис. 6), является внутренней рамой карданова подвеса трехстепенного гироскопа. На корпусе *64* имеется упор *13,* который вместе с упором *14,* расположенным на карданной раме *65,* ограничивает поворот гироузла относительно внешней рамы карданова подвеса на угол ±80° от положения, когда главная ось гироскопа вертикальна. Ось гироузла направлена вдоль поперечной оси самолета. С оси гироузла посредством сельсина-датчика, состоящего из ротора *69* и статора *66,* имеется возможность снимать сигнал углов тангажа. По той же оси расположен коррекционный двигатель, состоящий из ротора *16* и статора *22,* корректирующий гироскоп относительно оси крена.

Гироузел подвешен в карданной раме *65,* являющейся внешней рамой карданова подвеса, ось которой направлена вдоль продольной оси самолета. По этой оси расположен сельсин-датчик, состоящий из ротора 5 и статора *12,* позволяющий снимать сигналы по углам крена самолета. По этой же оси расположен коррекционный мотор, состоящий из ротора *27* и статора *28,* корректирующий гироскоп относительно оси тангажа.

Ось внешней рамы несет на себе трибку *61,* посредством которой через вторую такую же трибку *29* передается вращение силуэту самолетика, являющегося стрелкой отсчета углов крена. Таким образом, связь указателя углов крена с гироскопом осуществляется посредством механической передачи.

Связь указателя углов тангажа — шкалы тангажа с гироскопом осуществляется посредством следящего привода. Шкала тангажа 1 (рис. 7) представляет собой ленту, намотанную на два барабана — верхний *3* и нижний *6.* Шкала тангажа натягивается с помощью тросика *5,* намотанного в противоположном шкале направлении на специальные кольца, укрепленные на торцах верхнего и нижнего барабанов, и трех пружин *2.* Степень натяжения регулируется винтом *4.* Тросик *5* одновременно служит и для передачи вращения верхнему барабану. Нижний барабан является ведущим. При пикировании самолета вращение с нижнего барабана передается на верхний с помощью тросика *5* и шкала тангажа перематывается на верхний барабан; при кабрировании шкала тангажа наматывается на нижний барабан, приводя во вращение верхний. Тросик перематывается на верхний барабан. Нижний барабан *42* (см. рис. 6) приводится во вращение двигателем-генератором *43* через редуктор *60.* Вращение от двигателя-генератора через редуктор *60* передается также ротору *49* сельсина-приемника тангажа, расположенному внутри статора *47.*

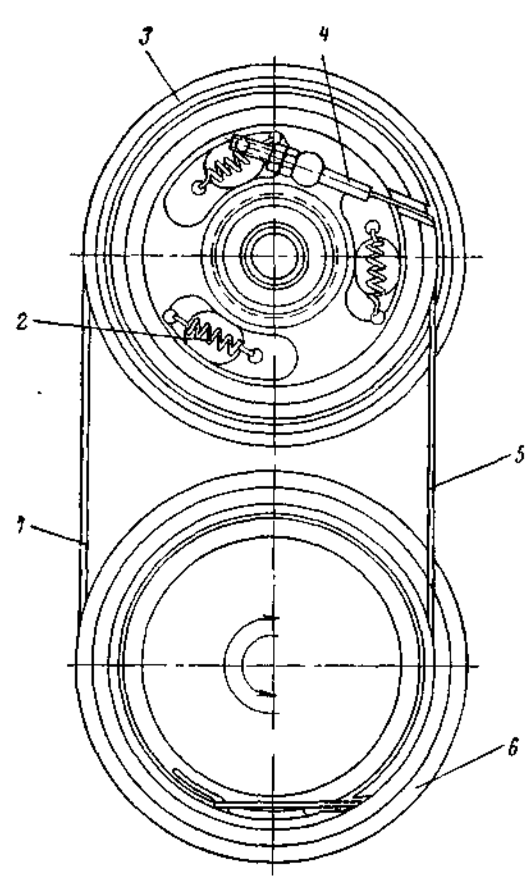


Рис. 7. Схема механизма указателя углов тангажа:

1—шкала тангажа; *2*—пружина; 3—верхний барабан; *4*—винт; *5*—тросик; *6*—нижний барабан

Таким образом, посредством следящего привода шкала тангажа постоянно находится в положении, соответствующем положению гироузла *64* относительно карданной рамы и, следовательно, относительно корпуса самолета.

В случае полета самолета с углами атаки и необходимости совмещения шкалы тангажа с нулевым индексом авиагоризонт снабжен механизмом центровки шкалы тангажа. Это осуществляется путем вращения ручки *48* кремальеры, которая через червяк *55* и червячное колесо *54* вращает статор *47* сельсина-приемника, приводя следящую систему в рассогласованное состояние. Двигатель-генератор *43,* приняв сигнал рассогласования, приведет шкалу тангажа и вместе с ней сельсин-приемник в положение, при котором следящая система окажется согласованной. Одновременно с поворотом ручки кре-

мальеры приходит во вращение зубчатое колесо *56*, расположенное на одной оси с червячным колесом *54*, перемещая находящуюся с ним в зацеплении зубчатую рейку *51* с индексом горизонта *52*. По смещению индекса горизонта относительно нулевого деления шкалы крена можно судить о величине и знаке угла атак.

Для уменьшения времени готовности в приборе АГБ-3 (АГБ-3К) применен механический арретир Перед запуском прибора необходимо нажать на кнопку *40* арретира. При этом перемещается ось *39* с закрепленным на ней водилом *38* и сжимается возвратная пружина *36*. Движение водила через пружину *35* передается штоку *30*, на конце которого расположен шарикоподшипник *26*. В процессе движения шток доходит до соприкосновения с кулачком *25* карданной рамы *65*, рабочий торец которого выполнен в виде двух симметричных ветвей винтовой спирали, давит на него шарикоподшипником *26* и тем самым накладывает вращающий момент вокруг оси карданной рамы.

Так как прибор не запущен, отсутствует эффект гироскопического сопротивления повороту карданной рамы под действием внешнего момента и не происходит сжатия пружины, а карданная рама сразу же поворачивается в сторону действия момента до западания штока в вырез кулачка. Под давлением штока *30* перемещается толкатель *24*, сжимая возвратную пружину *23*. Толкатель доходит до соприкосновения с кулачком *21*, рабочая поверхность которого выполнена в виде двух симметричных ветвей логарифмической опирали, давит на него, создавая вращающий момент, под действием которого кулачок и жестко связанный с ним гироузел разворачиваются до западания носика толкателя в паз кулачка *21*. Прибор заарретирован. После того как кнопка *40* арретира будет отпущена, все элементы арретирующего механизма под действием своих возвратных пружин возвращаются в исходное положение.

Механический арретир может быть использован также для быстрого приведения к вертикали главной оси гироскопа в том случае, если работающий прибор «выбился». Тогда при нажатии на кнопку *40* ось *39* перемещается с закрепленным на ней водилом, сжимая возвратную пружину *36*, а движение водила передается штоку *30* через пружину *35*. В процессе движения шток доходит до соприкосновения с кулачком *25* и прикладывает момент вокруг оси карданной рамы. Но так как в работающем приборе имеет место гироскопическое сопротивление повороту рамок подвеса под действием приложенного к ним момента, то карданная рама не разворачивается сразу, а начинается вращение гироузла вокруг своей оси по закону прецессии. После того как шток *30* коснется своим подшипником *26* поверхности кулачка *25* карданной рамы, движение штока *30* временно прекратится и произойдет сжатие пружины *35* под действием перемещающегося водила *38*. Водило перемещается до тех пор, пока зуб водила не войдет в зацепление с зубом собачки *32*. После этого кнопку арретира можно отпустить.

Арретирование будет происходить автоматически за счет усилия, развиваемого сжатой пружиной *35*. Применением пружины для передачи давления от водила к арретирующему штоку достигается также ограничение усилия и смягчение резких толчков или ударов, действующих на детали арретира и карданную раму в процессе арретирования прибора.

Как указывалось выше, момент, возникающий при давлении штока на кулачок карданной рамы, вызывает прецессионное движение гироузла до соприкосновения упора *13* гироузла с упором *14* карданной рамы; при этом гироскоп теряет одну степень свободы и исчезает эффект гироскопического сопротивления. Под действием вращающего момента, возникающего при давлении штока *30* на торцовый кулачок *25*, карданная рама разворачивается до западания штока в вырез кулачка. При дальнейшем движении шток заходит в направляющую втулку толкателя *24*. Карданная рама заарретирована.

Под действием штока *30* толкатель *24* перемещается, сжимая пружину *23*, доходит до соприкосновения с кулачком *21*, рабочая поверхность которого выполнена по логарифмической опирали В результате давления толкателя *24* на кулачок *21* возникает вращающий момент, под действием которого гироузел разворачивается вокруг своей оси до тех пор, пока носик толкателя *24* не войдет в паз кулачка *21*. Гироузел заарретирован. В процессе дальнейшего движения штока и толкателя под действием пружины *35* (носик толкателя движется вдоль паза кулачка *21)* кромка выреза штока *30* соприкасается с хвостовиком валика *37*. Под действием штока валик *37* перемещается, давит втулкой *34* на хвостовик собачки *32*, поворачивая ее вокруг оси *33*, и выводит ее из зацепления с зубом водила *38*, освобождая возвратную пружину *36*. Под действием возвратной пружины шток *30*, водило *38* и ось *39* возвращаются в исходное положение. Собачка *32* под действием плоской пружины *31*, а толкатель *24* под действием пружины *23* также возвращаются в исходное положение. Прибор разарретирован.

2. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА

Принципиальные электрические схемы (рис. 8 и 9) авиагоризонтов АГБ-3 и АГБ-3К аналогичны, за исключением того, что схема АГБ-3К включает в себя цепи питания ламп Л (рис. 9) подсвета шкал красным светом. Питание ламп подсвета осуществляется по однопроводной схеме, т. е. вторым проводом для ламп служит корпус прибора.

Электрическая схема АГБ-3 состоит из схемы гироскопической части прибора, работающей на переменном трехфазном токе напряжением 36 *в* частотой 400 *гц*, и схемы питания усилителя следящей системы и обмоток реле в системе сигнализатора отказа питания, питаемой от источника постоянного тока напряжением 27 *в*.

Электропитание на элементы схемы прибора подается через 19-штырьковый штепсельный разъем типа 2РМ. Через три группы, состоящие каждая из двух параллельно включенных штырьков разъема 2РМ, подается напряжение трехфазного тока. Первая фаза «а» подключена к штырькам 5 и 9, вторая фаза «в» — к штырькам 4 и 8, третья фаза «с» — к штырькам 3 и 7.

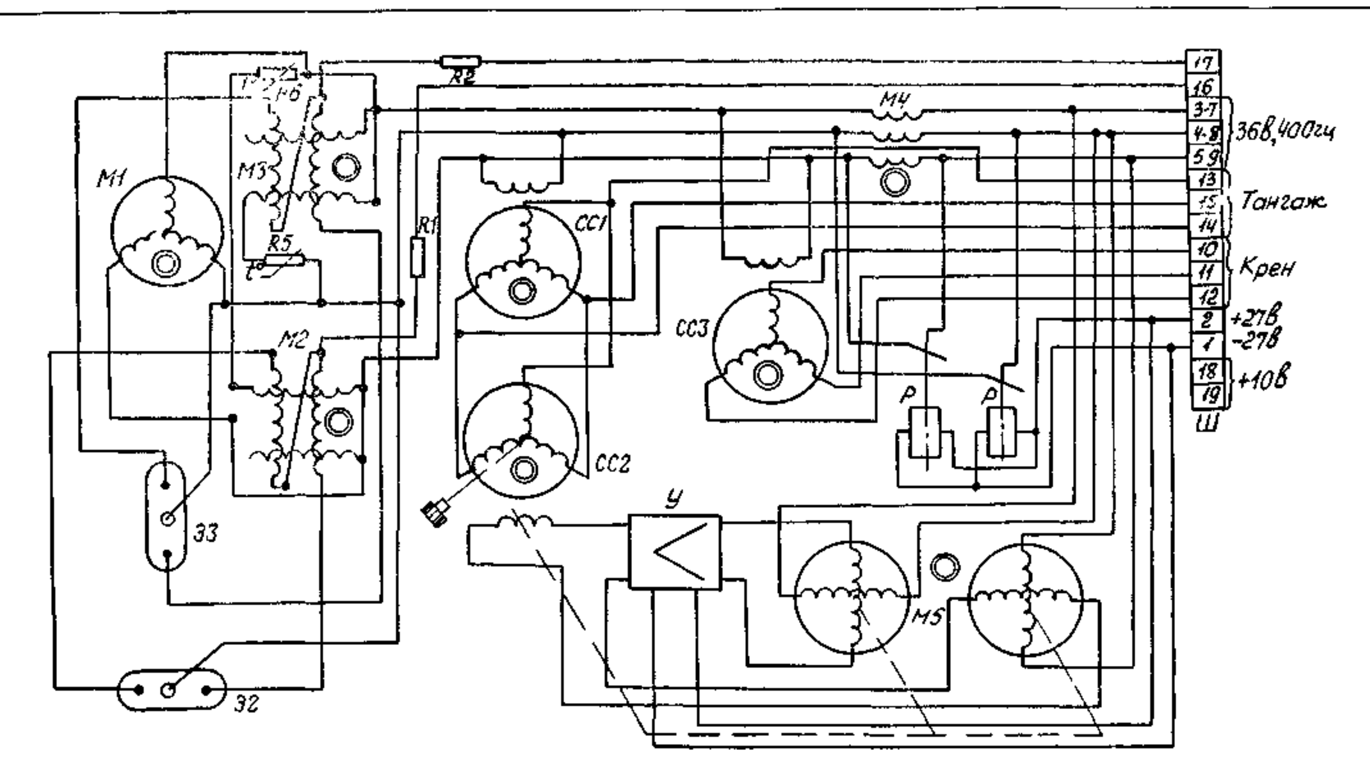


Рис. 8. Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГБ-3:

Ml—гиромотор; М2—поперечный коррекционный мотор; М3—продольный коррекционный мотор; М4—сигнализатор отказа питания; М5—двигатель-генератор; СС1—сельсин-датчик тангажа; СС2—сельсин-приемник тангажа; СС3—сельсин-датчик крена; Р—электромагнитное реле; У—усилитель; *Rl, R2*—балластные резисторы; Э2—жидкостный маятниковый датчик поперечной коррекции; Э3—жидкостный маятниковый датчик продольной коррекции; *R5, R6*—терморезисторы; Ш—вилка штепсельного разъема

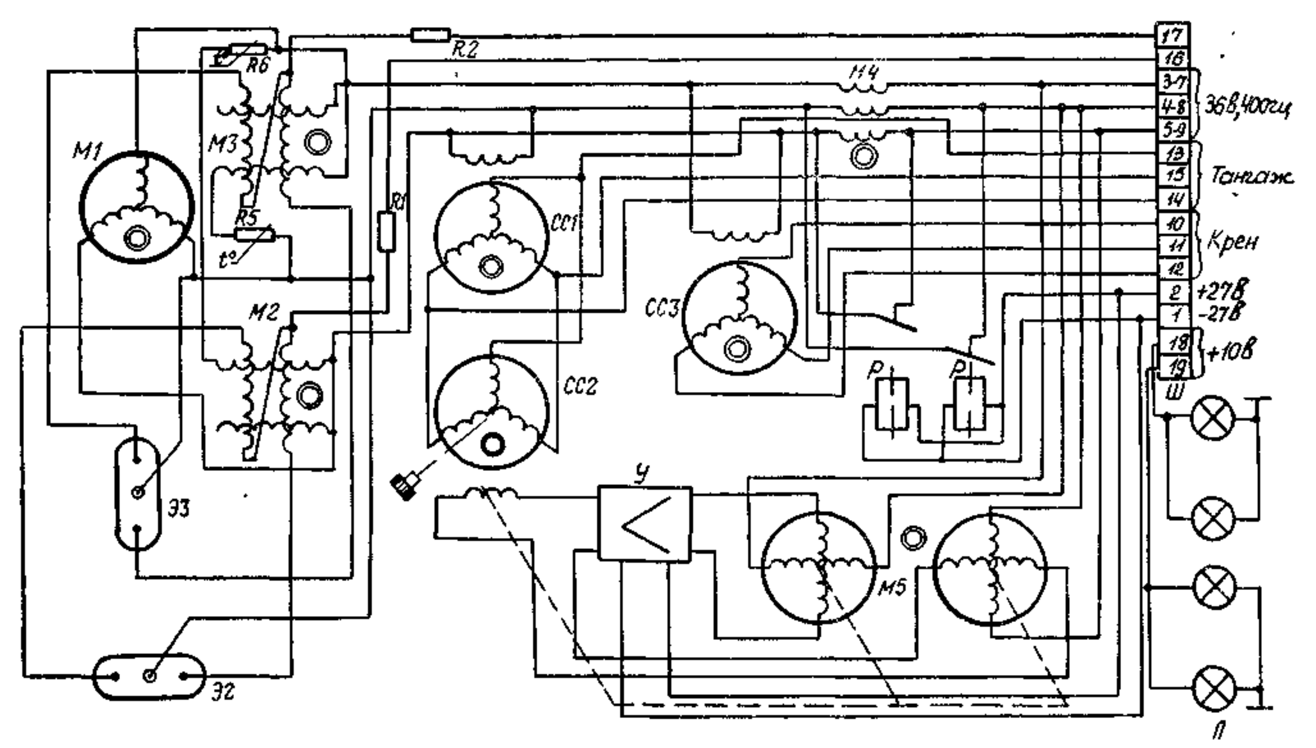


Рис. 9. Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГБ-3К:

Ml—гиромотор; М2—поперечный коррекционный мотор; М3—продольный коррекционный мотор; М4—сигнализатор отказа питания; М5—двигатель-генератор; СС1—сельсин-датчик тангажа; СС2—сельсин-приемник тангажа; СС3—сельсин-датчик крена; Р—электромагнитное реле; У—усилитель; *Rl, R2*—балластные резисторы; Ш—вилка штепсельного разъема; Л—лампа; Э2—жидкостный маятниковый датчик поперечной коррекции; Э3—жидкостный маятниковый датчик продольной коррекции; *R5, R6*—терморезисторы

Трехфазный переменный ток на гиромотор ГМА-4П подводится через две группы коллекторных токосъемников *7 и 68* (см. рис. 6), расположенных на осях карданова подвеса. Гиромотор Ml (см. рис. 8 и 9) представляет собой асинхронный электродвигатель обращенного типа, т. е. с внутренним статором, имеющим обмотку с одной парой полюсов, и внешним ротором с обмоткой в виде короткозамкнутой «беличьей клетки». Обмотки статора соединены в «звезду». При протекании переменного тока по обмоткам статора вокруг него возникает вращающееся магнитное поле, которое, пересекая короткозамкнутые витки ротора, наводит в обмотке последнего электродвижущую силу, под действием которой по обмотке ротора протекает ток.

Взаимодействие вращающегося магнитного поля статора с током, протекающим по обмотке ротора, создает вращающий момент, приводящий во вращение ротор гиромотора. Кинетический момент гиромотора *H* ~ равен 4000 *Г .см.сек.* Последовательно с обмотками статора гиромотора включены обмотки двигателя сигнализатора отказа питания.

В качестве датчиков угла применены сельсины типа С-65МТ-А. К фазам «а» и «в» трехфазной цепи нeременного тока подключена обмотка ротора сельсина-датчика *69* (см. рис. 6) тангажа. Напряжение, пропорциональное углу тангажа, подводится от статора сельсина-датчика *66* к штырькам 13, 14, 15 штепсельного разъема и может быть использовано для различных потребителей. К штырькам 10, 11, 12 штепсельного разъема подводится напряжение, пропорциональное углам крена от статора сельсина-датчика крена *12,* обмотка ротора 5 которого подключена к фазам «а» и «с» цепи переменного тока.

Система коррекции гироскопа

Система коррекции гироскопа предназначена для удержания главной оси гироскопа в вертикальном положении. Чувствительным элементом системы коррекции является блок из двух одинаковых двухполюсных одноосных жидкостных маятниковых датчиков Э2 и Э3 (см. рис. 8 и 9) типа ДЖМ-9Б.

Жидкостные маятниковые датчики располагаются на гироскопе таким образом, что ось датчика Э2 параллельна поперечной оси (оси измерения углов тангажа), а ось датчика Э3 параллельна продольной оси гироскопа (оси измерения углов крена).

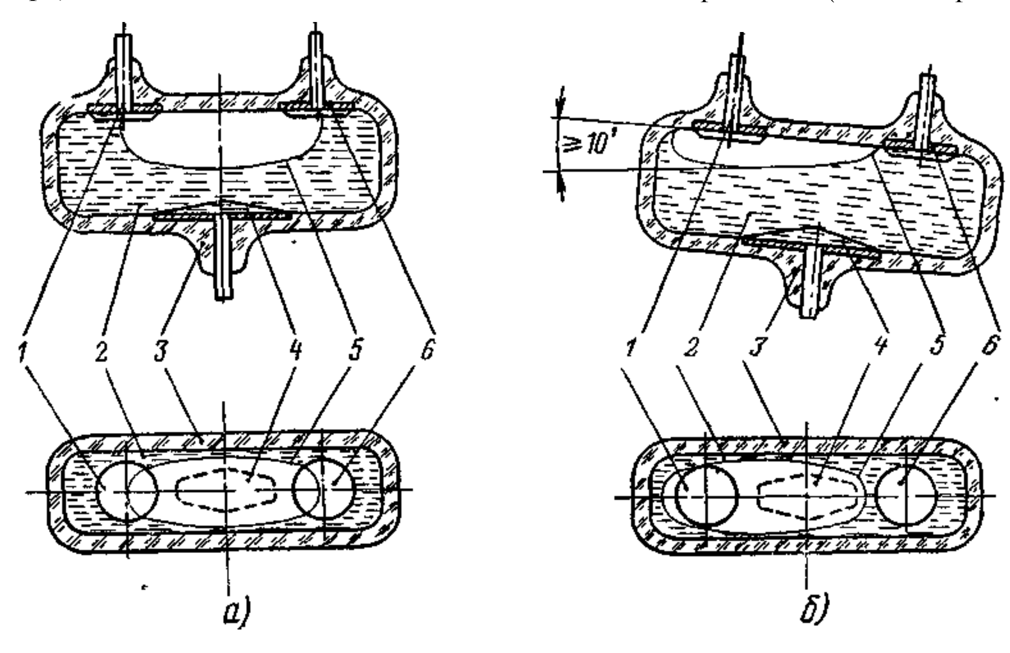


Рис 10. Схема работы жидкостного маятникового датчика:

а—рабочая поверхность основания датчика лежит в горизонтальной плоскости Через контакты текут равные токи, *б*—рабочая поверхность основания наклонена к плоскости горизонта. Через правый контакт, полностью покрытый токоподводящей жидкостью, течет большой ток Через левый контакт, изолированный от жидкости воздушной подушкой, течет весьма малый ток утечки, */, 6*—контакты; *2*—токоподводящая жидкость; *3*—баллон, *4*—средний контакт; *5*—граница воздушного пузыря

Датчик ДЖМ-9Б представляет собой герметический стеклянный баллон *3* (рис. 10), заполненный токопроводящей жидкостью *2* с относительно высоким сопротивлением. В стеклянный баллон заармированы три контакта: два контакта */* и *6* в противоположных концах верхней части колбы и средний контакт *4* в нижней части. Верхние контакты датчиков Э2 и Э3 (см. рис. 8, 9) электрически связаны с управляющими обмотками соответствующих коррекционных моторов М2 и М3

Средние контакты обоих жидкостных маятниковых датчиков соединены с фазой «б» трехфазной цепи питания. Токопроводящая жидкость не полностью заполняет баллон переключателя, оставляя незаполненное пространство — воздушный пузырек Пока главная ось гироскопа занимает вертикальное положение, пузырьки воздуха в обоих датчиках располагаются в центре баллонов и в равной степени перекрывают поверхности крайних контактов */* и *6* (см. рис. 10, а). При этом проводимость между средним контактом *4* и каждым из крайних контактов

1 и *6* одинакова и по управляющим обмоткам коррекционных моторов протекают токи, равные по величине, но противоположные по направлению. Действие их на соответствующий коррекционныи мотор взаимно уничтожается, и суммарный вращающий момент мотора равен нулю.

При отклонении главной оси гироскопа от вертикали относительно оси крена или тангажа воздушный пузырек соответствующего жидкостного маятникового датчика сместится от среднего положения (рис. 10,б) и проводимость между средним *4* и каждым из крайних контактов *1* и *6* будет изменяться в зоне ±10 угловых минут пропорционально углу отклонения главной оси гироскопа от вертикали. За пределами этой зоны проводимость будет постоянной, не зависящей от угла наклона, так как один контакт полностью покроется жидкостью, а другой окажется под воздушным пузырьком. Разность токов в плечах жидкостного маятникового датчика станет максимальной, вследствие чего по управляющим обмоткам коррекционного мотора протекают различные по величине и направлению токи.

Момент коррекционного мотора достигнет максимальной рабочей величины и вызовет прецессию гироскопа вокруг соответствующей оси к вертикальному положению.

Контакты жидкостных маятниковых датчиков *15* и *70* (см рис. 6) включаются таким образом, что наклон гироскопа в поперечной плоскости (по углу крена) вызывает разностный ток, отличный от нуля, в управляющих обмотках ротора *16* поперечного коррекционного мотора, расположенного по оси гироузла. Вращающий момент этого мотора, воздействующий на внутреннюю раму гироскопа, вызывает прецессионное движение внешней рамы гироскопа к вертикали. Реверс коррекционного мотора проводит вследствие изменения направления токов в управляющих обмотках, соответствующего изменению знака наклона гироскопа от вертикали.

Аналогично описанному выше наклон гироскопа в продольной плоскости (по углу тангажа) вызывает возникновение вращающего момента продольного коррекционного мотора, состоящего из ротора *27* и статора *28,* расположенного по оси внешней рамы карданова подвеса. Вращающий момент этого мотора, воздействуя на внешнюю раму, вызывает прецессионное движение внутренней рамы к вертикальному положению. Как только ось гироскопа займет вертикальное положение, воздушный пузырек в жидкостном датчике займет первоначальное положение и действие коррекции прекратится. В зависимости от направления отклонения оси гироскопа от вертикали коррекционные моторы продольной и поперечной коррекций работают раздельно или одновременно.

Средние точки управляющих обмоток продольного М3 (см. рис. 8, 9) и поперечного М2 коррекционных моторов через сопротивления *R* и *R2* выведены на штырьки 17 и 16 штепсельного разъема. Это позволяет с целью уменьшения послевзлетных и послевиражных погрешностей выключать коррекцию с помощью внешних отключателей Сопротивлениями *RI* и *R2* регулируются скорости прецессии гироскопа, которые устанавливаются в пределах от 1,8 до *6°/мин.*

Выключение поперечной коррекции при разворотах производится выключателями ВК-53РБ или ВК-90. При прямолинейном полете, когда отсутствует угловая скорость разворота самолета, выключатель коррекции соединяет фазу «а» источника питания со штырьком 16 штепсельного разъема *10* (см. рис. 6) и, следовательно, со средней точкой обмотки управления. Система коррекции работает нормально.

При угловой скорости разворота от 0,05 до 0,15°/сек: (при использовании ВК-90) или от 0,1 до 0,3°/сек (при использовании ВК-53РБ) выключатель коррекции разрывает цепь, соединяющую фазу «а» со средней точкой управляющих обмоток, питание на них не поступает — поперечная коррекция выключена. После прекращения разворота фаза «а» автоматически соединяется выключателем коррекции с штырьком 16 штепсельного разъема — коррекционная система работает нормально.

В случае работы прибора без отключения продольной коррекции средняя точка обмоток управления коррекционного мотора постоянно соединена с фазой «б» источника питания.

В случае работы прибора с внешним выключателем коррекции штырек 17 служит для отключения управляющих обмоток продольного коррекционного мотора от источника питания.

Обмотки возбуждения коррекционных моторов имеют сопротивления 6,5 и 514 *ом.* В приборе АГБ-3 используются только обмотки сопротивлением 514 *ом.* Они включены между фазами гиромотора: обмотка продольного коррекционного мотора включена между I и III фазами, поперечного коррекционного мотора — между I и II фазами.

Обмотки возбуждения сопротивлением 6,5 *ом,* которые обычно включаются последовательно с обмотками гиромотора, в приборе АГБ-3 не используются: это делается для сокращения времени разгона гиромотора. Для стабилизации скорости прецессии при различных температурах окружающей среды последовательно с обмотками возбуждения обоих коррекционных моторов включены терморезисторы *R3* и *R4.*

Сигнализация отказа питания

Электрическая схема сигнализации отказа в цепях питания прибора содержит следующие элементы: двигатель сигнализатора отказа питания и два реле типа РЭС-10.

Обмотки двигателя сигнализатора М4 (см. рис. 8, 9) включены последовательно с обмотками статора гиромотора М1. При исправных цепях переменного и постоянного тока по обмоткам двигателя протекают рабочие токи гиромотора и сельсинов-датчиков крена и тангажа. В результате этого возникает вращающий момент на валу двигателя *59* (см рис. 6), под воздействием которого флажок *46* сигнализатора, укрепленный на валу двигателя, убирается из видимой зоны лицевой части прибора. При отсутствии же в цепи питания гиромотора напряжения переменного тока или обрыве фазы момент двигателя резко падает и под воздействием пружины *57* флажок, соединенный с ней, выбрасывается в видимую зону лицевой части прибора

Реле РЭС-10 включается в цепь постоянного тока параллельно усилителю У (см. рис. 8, 9), причем нормально-замкнутые контакты реле Р включены параллельно фазовым обмоткам двигателя. При подаче на прибор напряжения постоянного тока реле срабатывают, контакты их размыкаются, разрывая цепи, шунтирующие обмотки двигателя. При отключении напряжения постоянного тока обмотки реле обесточиваются, контакты их замыкаются, шунтируя обмотки двигателя. В этом случае, если пренебречь сопротивлением цепи контактов реле, токи протекают не по обмоткам двигателя сигнализатора, а в обход их, т. е. через нормально-замкнутые контакты реле. Вращающий момент двигателя падает и, как при отсутствии питания переменным током, флажок сигнализатора выбрасывается, сигнализируя об отказе питания.

Следящая система передачи углов тангажа

Следящая система передачи углов тангажа состоит из следующих элементов: сельсина-датчика СС1 (см. рис. 8, 9) канала тангажа типа С-65МТ-А; сельсина-приемника СС2 типа С-ЗОТМ-Б; усилителя У; двигателя-генератора М5 типа ДГ-0,5ТА.

Принцип работы. При наличии рассогласования между сельсином-приемником и сельсином-датчиком сигнал рассогласования с ротора сельсина-приемника подается на вход усилителя. Усиленный сигнал рассогласования с выхода усилителя поступает на обмотку управления двигателя ДГ-0,5ТА. Обмотки возбуждения двигателя подключены к цепи трехфазного переменного тока 36 *в* 400 *гц*.

Под воздействием поступающего напряжения двигатель-генератор *43* (см. рис. 6) начинает вращаться, приводя через редуктор *60* ротор *49* сельсина-приемника в согласованное положение с ротором *69* сельсина-датчика. Одновременно двигатель вращает барабан *42* с намотанной на него ленточной шкалой, по которой отсчитывается угол тангажа.

Напряжение, снимаемое с генератора двигателя-генератора ДГ-0.5ТА, в качестве напряжения обратной связи подается на вход усилителя, где, суммируясь с сигналом сельсина-приемника, обеспечивает демпфирование колебаний следящей системы. Таким образом, шкала тангажа всегда приводится в положение, соответствующее углу поворота сельсина-датчика, т. е. воспроизводит углы тангажа.

Полупроводниковый трехкаскадный усилитель

Полупроводниковый усилитель, применяемый в изделии АГБ-3 (АГБ-3К), предназначен для усиления сигналов в следящей системе отработки шкалы тангажа до величины, достаточной для управления двигателем-генератором ДГ-0.5ТА.

Усилитель состоит из трех каскадов (см. рис. 6), собранных на кремниевых транзисторах типа *р-п-р*. Первые два каскада выполнены по схеме с общим эмиттером и гальванической связью между каскадами. Нагрузкой первого каскада является резистор *R3,* нагрузкой второго каскада является трансформатор Тpl, шунтированный емкостью С1. Емкость *C1* предназначена для настройки нагрузки второго каскада в резонанс на несущую частоту. Третий, выходной каскад выполнен по двухтактной схеме с общим эмиттером. Нагрузкой выходного каскада являются управляющие обмотки двигателя-генератора ДГ-0,5ТА, шунтированные емкостью *С3.*

Выходной сигнал, снимаемый с ротора сельсина-приемника, через резистор R1 поступает на базу первого транзистора ПП1. Усиленный сигнал с коллектора первого транзистора поступает на базу второго транзистора ПП2. Сигнал, усиленный вторым транзистором, через трансформатор Тpl подается на базы транзисторов ППЗ—ПП4.

Трансформатор Тpl имеет дополнительные обмотки $\omega 3$ и ω_4, включенные в коллекторные цепи выходных транзисторов. Обмотки ω_3 и $\omega\ 4$ образуют положительную обратную связь. Благодаря этому мощность, необходимая для раскачки выходных транзисторов, уменьшается и этим облегчается режим работы второго транзистора. Для стабилизации рабочих точек первый и второй транзисторы охватываются отрицательной обратной связью по постоянному току с эмиттера второго транзистора на базу первого транзистора через резистор *R6.*

Цепочка *R7*—С2 служит для уменьшения напряжения коллектор-эмиттер второго транзистора, и, кроме того, с него снимается напряжение отрицательной обратной связи по постоянному току. Стабилитрон Д1 служит для уменьшения напряжения между базой и эмиттером первого транзистора при больших входных сигналах. Для повышения стабильности коэффициента усиления усилителя при изменении температуры окружающей среды усилитель охвачен двумя отрицательными обратными связями по переменному току — с базы транзистора ППЗ на базу транзистора ПП1 через резистор R2 и с базы транзистора ПП4 на эмиттер транзистора ПП1 через резистор *R5* и терморезистор *R10.* Делитель *R8* и R9 обеспечивает работу выходных транзисторов в режиме АВ.

В приборе АГБ-3 (АГБ-3К) по осям гироузла и карданной рамы установлены сельсины-датчики типа С-65МТ-А. Сельсины-датчики обеспечивают преобразование угловых отклонений в электрические сигналы и позволяют использовать этот прибор как центральную гировертикаль, которая, кроме визуальных показаний, выдает сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа самолета, различным потребителям.

Во всех случаях подключение сельсинов-приемников должно быть согласовано с разработчиком прибора АГБ-3 (АГБ-3К).

VI. КОНСТРУКЦИЯ

Авиагоризонт АГБ-3 (АГБ-3К) состоит из следующих основных узлов: гироузла, карданного узла, гироскопического датчика, усилителя, указателя углов крена и тангажа, передачи крена, сигнализатора отказа питания.

1. ГИРОУЗЕЛ

Основным элементом гироузла является гиромотор типа ГМА-4П. Он представляет собой трехфаз-

ный асинхронный двигатель с одной парой полюсов статора и короткозамкнутым ротором.

Трехфазная обмотка статора соединена звездой. Статор *2* (рис. 11) с обмоткой *1,* втулками *3* и *12* жестко укреплен на оси *5.* Выводные провода обмотки статора выведены наружу через полую часть оси *5.*

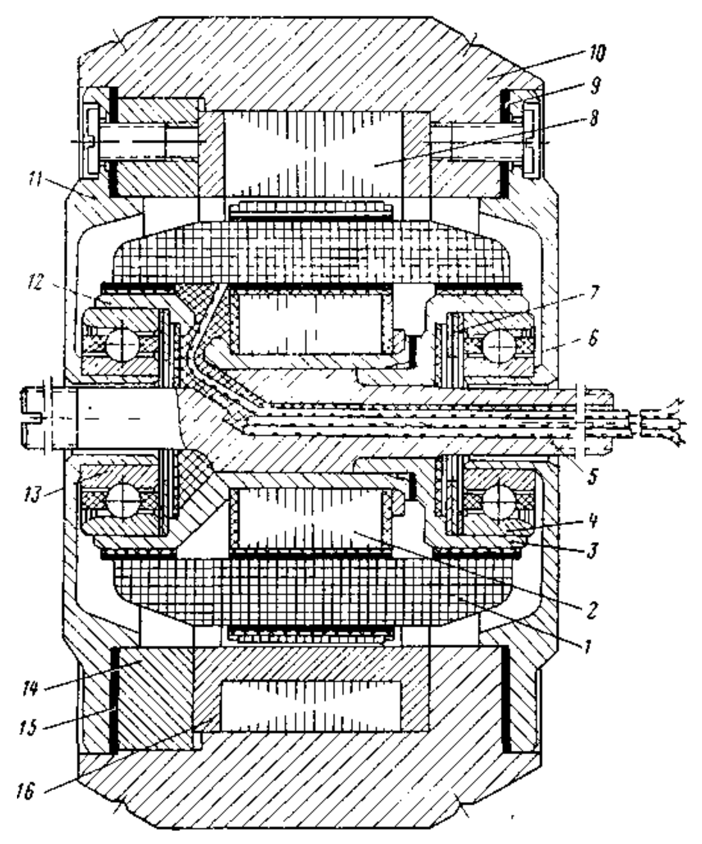


Рис. 11. Гиромотор ГМА-4П:

1—обмотка статора; *2*—пакет статора; *3*—втулка; *4*—шарикоподшипник; *5*—ось; *6*—фланец; *7*—пружинная шайба; 5—пакет ротора; *9*—прокладки; *10*—обод; *11*—фланец; *12*—втулка; *13*—шарикоподшипник; *14*—кольцо; *15*—прокладки; *16*—короткозамкнутая обмотка ротора

Ротор гиромотора состоит из обода *10,* пакета ротора *8* с короткозамкнутой обмоткой *16* и массивного кольца *14.* Пакет ротора *8* и кольцо *14* посажены в обод ротора по прессовой посадке. Короткозамкнутая обмотка ротора, выполненная из алюминиевого сплава АЛ2, которым заполняются отверстия кольца *14* и канавки обода *10,* служит дополнительной связью между деталями ротора. Фланцы *6 и 11* посажены в обод *10* с натягом 0—10 *мк* и крепятся к нему шестью винтами.

В гиромоторе применены подшипники С1006096Е с текстолитовыми сепараторами, смазанные смазкой ОКБ-122-12. Внутренние кольца шарикоподшипников *4 и 13* установлены на цапфы фланцев *6* и *11* ротора с натягом 1—4 *мк.* Наружное кольцо подшипника *4* вставлено во втулку *3* с радиальным зазором 6—9 *мк,* а наружное кольцо подшипника *13* — во втулку *12* с натягом или зазором 0—2 *мк.* В гнезде статора под наружным кольцом свободно сидящего шарикоподшипника *4* поставлена пружинная шайба 7. Она служит для компенсации температурных изменений линейных размеров деталей гиромотора. Осевой натяг на шарикоподшипниках устанавливается с помощью прокладок *9 и 15 и* равен 1,5±±0,1 *кГ.* Концы оси гиромотора имеют резьбу М4,5. На фланце *6* ротора изображена стрелка, показывающая направление вращения гиромотора.

Основные характеристики гиромотора

1 Питание	трехфазный переменный ток 36 *в,* 400 *гц*
2. Кинетический момент	4000 *Г см сек*
3. Пусковой ток при Т=+20°С	1,5 *а*
4. Номинальный ток	0,32 *а*

Гиромотор 1 (рис. 12) закреплен в корпусе *2* и крышке *4* с помощью резьбовых втулок *9* и *15* и контргайки *10.* Резьбовая втулка *15* заармирована в корпусе *2,* а резьбовая втулка *9* посажена в крышку *4* по плотной посадке. В нижней части корпуса *2* закреплены: балансировочный винт *22* в кронштейне *23,* балансировочный груз *14* и узел переключателя, представляющий собой плату *20,* на которой с помощью скоб *16* закреплены два жидкостных маятниковых датчика *17* типа ДЖМ-9Б. Стеклянные колбы датчиков *17* зафиксированы в скобах *16* с помощью специальной резиноподобной мастики марки ЛН. Скобы *16* крепятся к плате *20* на винтах *21.* Для подпайки монтажных проводов к плате крепится двумя винтами переходная колодка *19.* Плата *20* ставится на изолирующую гетинаксовую прокладку *18* и крепится к корпусу *2* четырьмя винтами. На поверхности крышки *4* и корпуса *2* установлены скобы *3* для крепления монтажных прово-

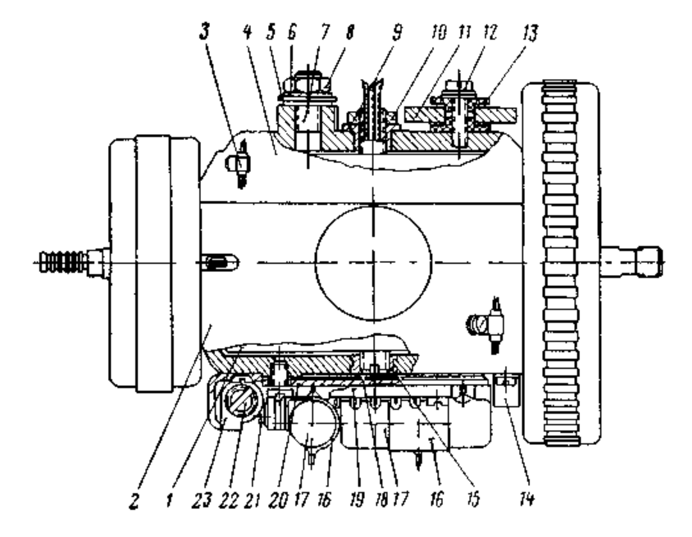


Рис. 12. Гироузел (вид сбоку):

1—гиромотор, 2—корпус, *3, 16*—скобы; *4*—крышка, *5*—балансировочные шайбы; *6*—шайбы; 7—шпилька, *8*—гайка; *9, 15*—резьбовые втулки; *10*—контргайка; *11*—терморезистор; *12*—винт; *13*—изоляционные втулки; *14*—балансировочный груз; *17*—жидкостный маятниковый датчик; *18*—прокладка; *19*—-переходная колодка; *20*—плата; *21*—винт, *22*—балансировочный винт, *23*—кронштейн

дов. В крышке *4* заармирована шпилька *7,* на которой гайками *8* и латунными шайбами *6* крепятся свинцовые балансировочные шайбы 5.

Кроме того, на крышке корпуса размещен терморезистор 11 типа ММТ-9, изолированный от крепеж-

ного винта *12* изоляционными втулками *13.* Терморезистор *11* включен в цепь коррекции с помощью ламелей *10* (рис. 13). На крышке корпуса также расположены балансировочный груз *3* и переходная колодка 11. В корпусе *1* заармированы полуоси *8* и *13* гироузла. В полуось *8* на эпоксидном компаунде посажен подпятник *9* из твердого сплава ВК6-МП. В полуоси *15* на клее БФ-4 установлен коллектор *16.*

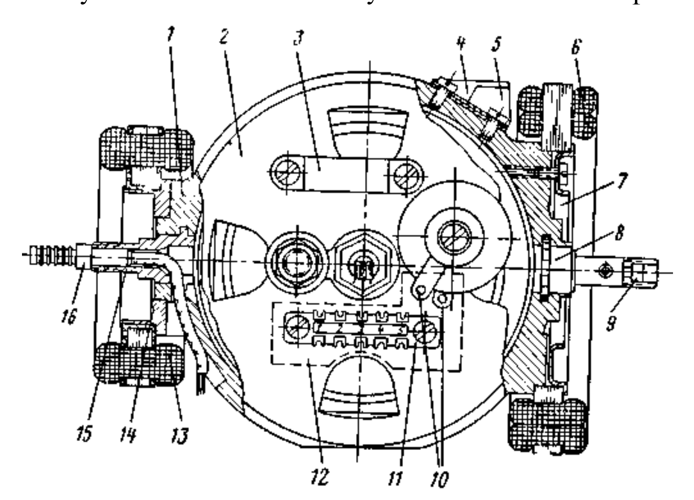


Рис 13. Гироузел (вид сверху):

/—корпус, *2*—крышка; *3*—балансировочный груз; *4*—пружиня щии упор, 5—упор, *6*—ротор поперечного коррекционного мотора, 7—чашка; *8, 15*—полуоси, *9*—подпятник; *10*—ламель; //—переходная колодка; *12*—лакоткань; *13*—ротор сельсина датчика тангажа, *14*—втулка; *16*—коллектор

На приливах корпуса соосно с полуосями *8 и 15* смонтированы ротор *6* поперечного коррекционного мотора типа 165.07.00.000 и втулка *14* с ротором *13* сельсина-датчика тангажа типа С-65МТ-А. Ротор коррекционного мотора закреплен на корпусе / винтами с помощью чашки 7. Втулка с ротором сельсина-датчика тангажа также крепится к корпусу винтами. Кроме того, на корпусе установлены жесткий упор *5* и пружинящий упор *4,* ограничивающие поворот гироузла карданной рамы в пределах углов ±80°. С целью предупреждения замыкания на корпус под ламели *10* и переходную колодку 11 подложена лакоткань*12.*

2. КАРДАННЫЙ УЗЕЛ

Гироузел / (рис. 14) подвешен на двух радиальных шарикоподшипниках *3* (типа 640095К) и *23* (типа А1000095У4). Шарикоподшипник *3* имеет гладкое наружное кольцо с фланцем, с помощью которого он крепится в крышке 2 четырьмя винтами. Наружная обойма шарикоподшипника *23* крепится в крышке *22* с помощью кольца *25* шестью винтами Внутренняя обойма шарикоподшипника *3* закреплена на полуоси гироузла / гайкой *5.* Внутренняя обойма шарикоподшипника *23* крепится на полуоси гироузла гайками *18* и *19* через кулачок *21.* Кулачок фиксируется от проворота роликами *14,* расположенными между лысками кулачка и оси гироузла. Шарикоподшипник *3* защищен от загрязнения шайбами *6,* а шарикоподшипник *23* — кольцом *25* и кулачком *21.* Статор *8* сельсина-датчика тангажа типа С-65МТ-А с обоймой *9* вставлен в крышку 2 по посадке движения. В обойме *9* нарезаны зубья, что позволяет регулировать (по углу) положение статора относительно ротора сельсина-датчика с помощью специального ключа.

Статор сельсина-датчика с обоймой закреплен в крышке четырьмя специальными болтами *10* (см. рис. 16) и гайками *12.* В крышке *22* (см. рис. 14) закреплен четырьмя винтами статор *29* поперечного коррекционного мотора типа 165.09.00.000. На крышке *22* с наружной стороны установлен толкатель *28* и чашка *24,* в которую вставлена по посадке скольжения крышка *16.* В крышке *16* на эпоксидном компаунде установлен подпятник *15* из твердого сплава ВК6-МП. Между подпятником *15* и подпятником, расположенным в оси гироузла, помещен шарик *17.* Крышка *16* ставится на прокладках *20,* которые позволяют регулировать люфт гироузла в карданной раме в пределах 5—15 *мк.*

Винт *26* служит упором для возвратной пружины *27, а* также препятствует повороту толкателя *28* вокруг своей оси. На наружной поверхности крышки 2 размещены токоподводы *4* и балансировочные грузы 7. Кроме того, на крышке 2 установлены скобы *9* (см. рис. 16) для крепления монтажных проводов. В карданную раму *35* (см. рис. 14) заармирована полуось *11.* Другая полуось *32* крепится к раме шестью винтами. Соосно с полуосями 11 и *32* на карданной раме *35* смонтированы ротор *13* сельсина-датчика крена типа С-65МТ-А, ротор *36* продольного коррекционного мотора типа 165.07.00.000 и торцовый кулачок *37.*

Крепление роторов сельсина-датчика и коррекционного мотора полностью аналогично описанному в разделе «Гироузел».

В полуоси 11 карданной рамы установлен коллектор *10.* В полуоси *32* с помощью цанги *30* и гайки *33* укреплена трибка *31* передачи углов крена. В нижней части карданной рамы размещен терморезистор *15* (рис. 15) продольной коррекции. Крепление, электроизоляция и включение в цепь коррекции выполнено аналогично описанному в разделе «Гироузел». В верхней части карданной рамы закреплен кронштейн *6* с балансировочным винтом 5 и балансировочным грузом 2. Слева и справа от кронштейна *6* в специальных приливах карданной рамы имеются два балансировочных винта *3* с контргайками *4* и 7 (см. рис. 15, 16), предназначенные для регулировки нижней маятниковости карданного узла. В нижней части карданной рамы со стороны токоподводов (на внутренней поверхности) на кронштейне *10* (см. рис. 15) укреплена термобиметаллическая пластина *11* с грузами *12.* Кроме того, на внутренних поверхностях карданной рамы размещены переходные колодки *8* и *9,* скобы 7 для крепления монтажных проводов и упоры *8* и *13* (см рис. 16), которые вместе с упором гироузла ограничивают поворот гироузла в карданной раме.

3. ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ДАТЧИК

Карданный узел / (рис. 17) подвешен на радиальных шарикоподшипниках *13* (типа 640095К) и *4* (типа А1000095У4). Шарикоподшипник *13* имеет гладкое наружное кольцо с фланцем, с помощью которого он крепится к крышке 7 четырьмя винтами.

Крышка 7 соединена с корпусом *6* гиродатчика по посадке скольжения и крепится к нему восемью винтами. Внутренняя обойма шарикоподшипника *13* закреплена на полуоси карданной рамы / гайкой *11.* Наружная обойма шарикоподшипника *4* закреплена в корпусе *6* гиродатчика с помощью кольца *2* шестью винтами. Внутренняя обойма шарикоподшипника *4* (рис. 18) и гайками *16* аналогично описанному в разделе «Карданный узел».

В нижней части крышки / крепится четырьмя винтами вилка штепсельного разъема *4* типа 2РМ. На крышке также установлены токоподводы *3,* балластные резисторы *13,* два реле 5 типа РЭС-10, переходные колодки *8* и *14,* скобы 7 для крепления монтаж-

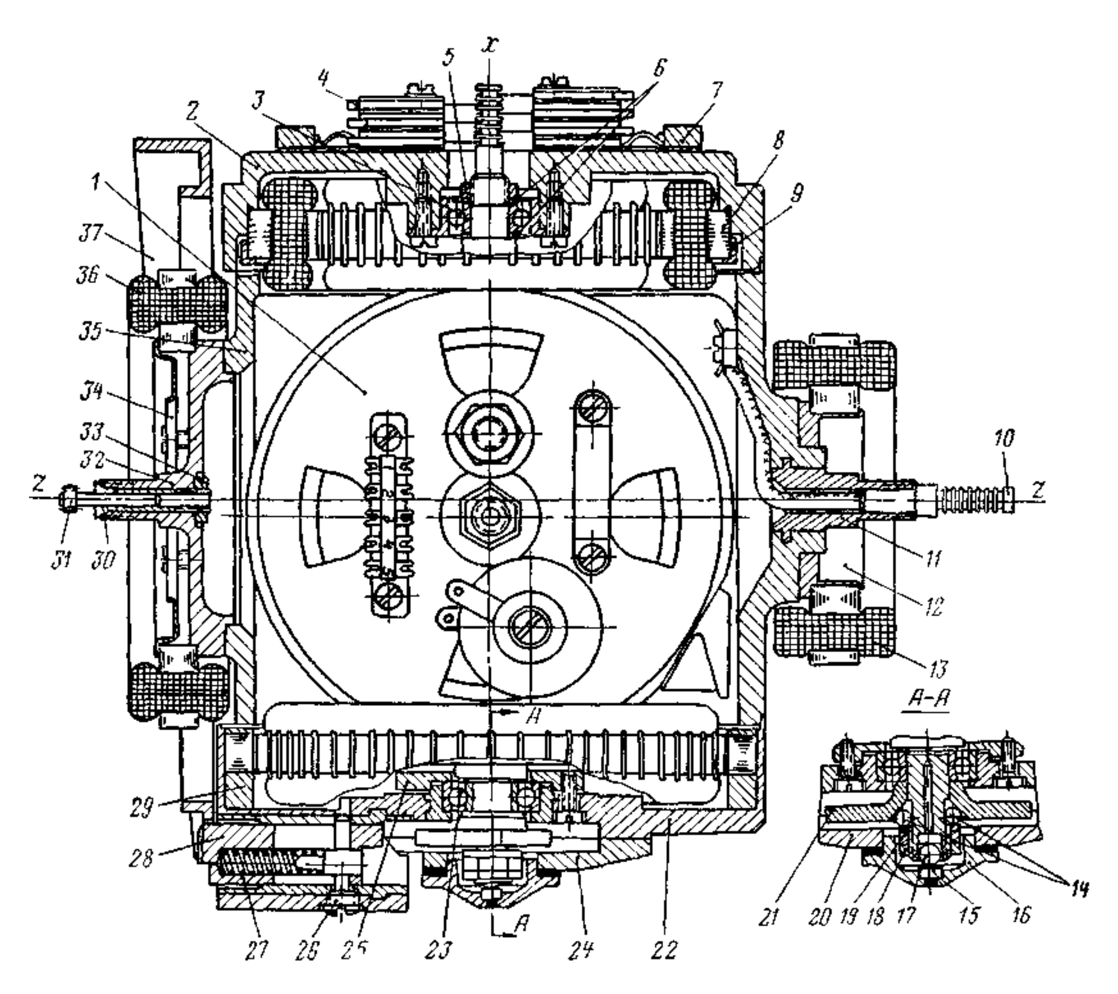


Рис. 14. Карданный узел (вид сверху):

/—гироузел; 2—крышка; *3, 23*—шарикоподшипники; *4*—токоподвод; 5—гайка; *6*— шайба; 7—балансировочный груз; *8*—статор сельсина-датчика тангажа; 9—обойма; *10*—коллектор; //, *32*— полуоси; *12*—втулка; *13*—ротор сельсина-датчика крена; *14*— ролики; *15*-подпятник, *16*—крышка; /7—шарик; *18, 19*—гайки; *20*—прокладка; *21*—кулачок; *22*—крышка; *24*—чашка; *25*—кольцо; *26*—винт; *27*—пружина; *28*—толкатель; *29*—статор поперечного коррекционного мотора; *30*—цанга; 3/-—трибка; 33—гайка; *34*—чашка; *35*—карданная рама; 36—ротор продольного коррекционного мотора; *37*—торцовый кулачок

закреплена на полуоси карданной рамы гайкой *3.* Шарикоподшипник *13* защищен от загрязнения шайбами *12,* а шарикоподшипник *4* — гайкой *3* и кольцом *2.* В расточке передней стенки корпуса *6* на двух винтах укреплен статор 5 продольного коррекционного мотора типа 165.09.00.000.

В крышке 7 смонтирован статор *9* сельсина-датчика крена типа С-65МТ-А с обоймой *8.* На обойме *8* нарезаны зубья, что позволяет регулировать положение статора относительно ротора сельсина-датчика (по углу поворота) с помощью специального ключа.

Статор *9* сельсина-датчика с обоймой *8* закреплен в крышке 7 четырьмя специальными болтами *15* ных проводов и конденсатор *12* типа МБМ. Реле 5 крепится к крышке / скобой *6* на двух винтах, а конденсатор *12* закреплен на крышке / с помощью скобы *11* и пружины *10* тремя винтами. Рядом с вилкой штепсельного разъема *4* расположена клемма *9* («Земля»).

В специальные приливы крышки / ввернуты на резьбе четыре стойки *2* с резьбовыми отверстиями, которые служат для крепления кожуха прибора.

4. УСИЛИТЕЛЬ

Усилитель следящей системы передачи углов тангажа смонтирован из малогабаритных электронных

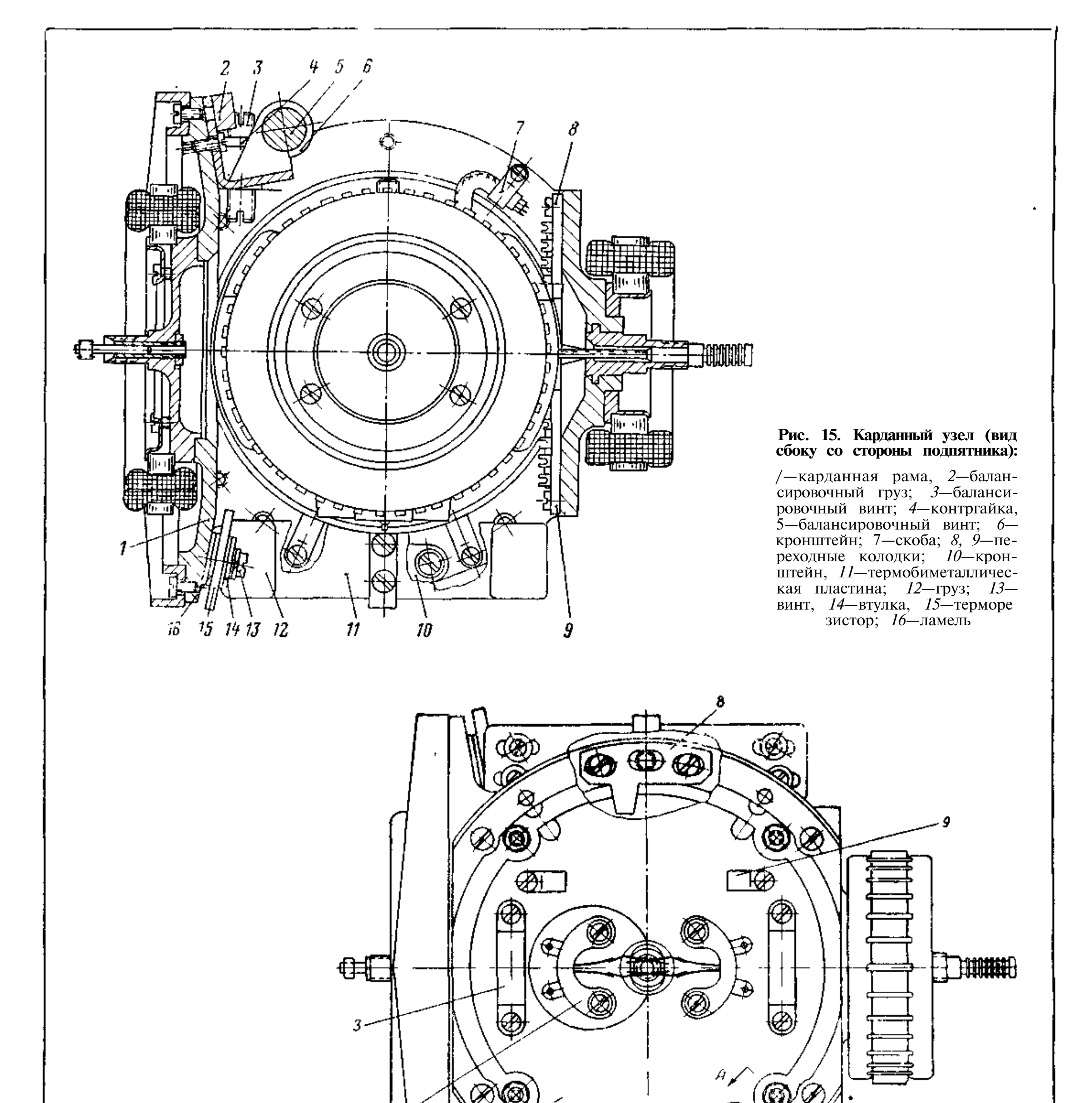


Рис. 15. Карданный узел (вид сбоку со стороны подпятника):

/—карданная рама, *2*—балансировочный груз; *3*—балансировочный винт; *4*—контргайка, 5—балансировочный винт; *6*—кронштейн; 7—скоба; *8, 9*—переходные колодки; *10*—кронштейн, *11*—термобиметаллическая пластина; *12*—груз; *13*—винт, *14*—втулка, *15*—терморезистор; *16*—ламель

Рис 16 Карданный узел (вид сбоку, со стороны токоподводов):

/—крышка; *2*—токоподвод; 3—балансировочный груз, *4*—статор сельсина-датчика тангажа, 5—обойма; 6—балансировочный винт; 7—контргайка; *8, 13*—упоры; *9*—скоба; *10*—болт, //—шайба; *12*—гайка

приборов на изолирующей плате 1 (рис. 19), выполненной из прессматериала АГ-4В.

Применение малогабаритных радиоэлементов позволило создать усилитель компактным, в виде отдельного узла. Для лучшей теплоотдачи транзисторы *4* и *5* (типа П-306А) установлены на радиаторах *20* и крепятся к плате с помощью пластин *2* и *3* винтами. Радиаторы *20,* транзисторы *4* и 5 и пластины *2* и *3* поставлена на клее БФ-4. Входной транзистор

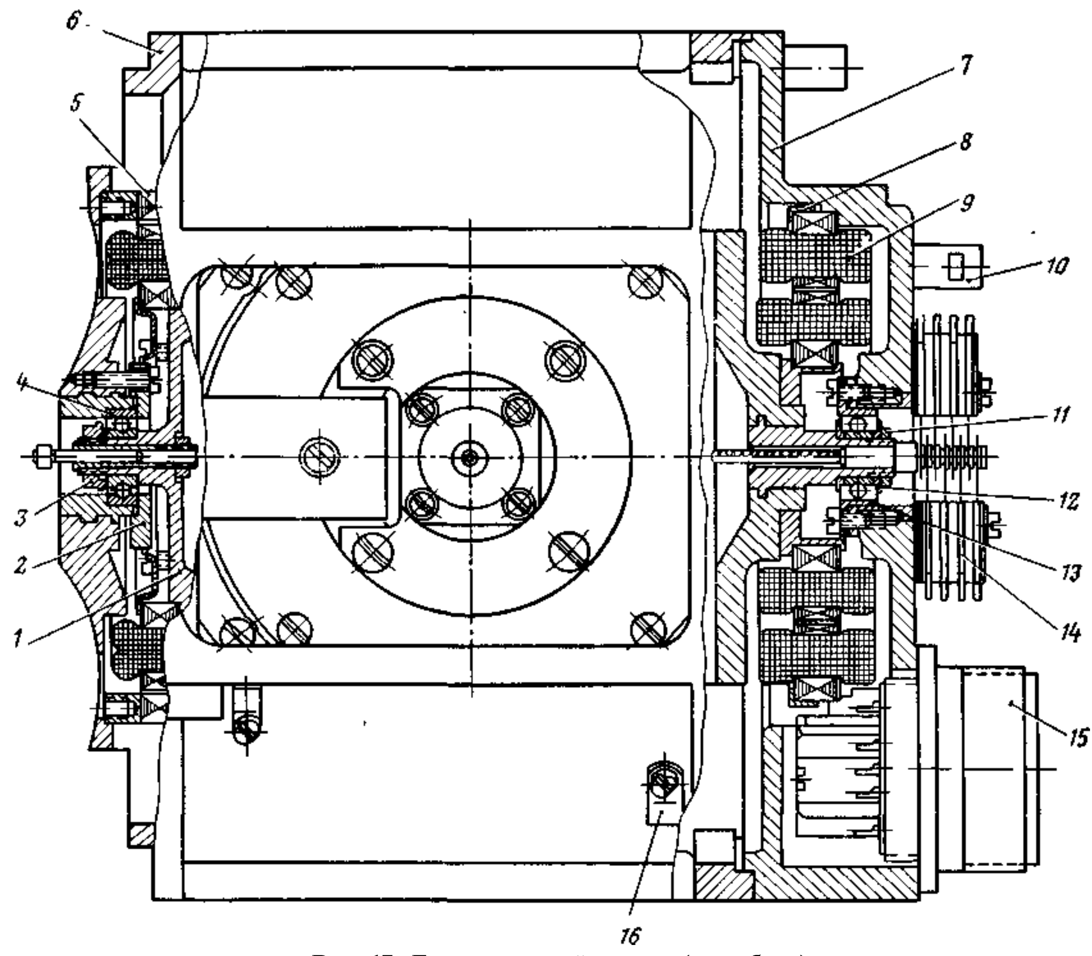


Рис. 17. Гироскопический датчик (вид сбоку):

/—карданная рама; *2*—кольцо; *3*—гайка; *4, 13*—шарикоподшипник; 5—статор продольного коррекционного мотора; *6*—корпус; 7—крышка; *8*—обойма; *9*—статор сельсина-датчика крена; *10*—стойка; //—гайка; *12*—шайба; 14—токоподвод; *15*—вилка штепсельного разъема; *16*—скоба

11, транзистор второго каскада *10* (оба типа МП-104), электролитический конденсатор *13* (типа ЭТО-1) и диод *14* (типа Д814А) приклеиваются непосредственно к плате клеем БФ-4. Трансформатор *9* крепится к плате с помощью скобы *8* и также приклеивается к плате и скобе *8* клеем БФ-4. Конденсатор 7 (типа МБМ), все резисторы и терморезистор *27* крепятся своими выводными концами, которые припаиваются к клеммам, заармированным в плату *1.* Сопротивление *26,* представляющее собой электроизоляционный каркас с намотанной на него константановой проволокой, крепится к плате винтом. Усилитель подключается к схеме прибора с помощью пяти клемм *15, 16, 17, 18, 19,* заармированных в плату путем припайки к ним схемных проводов прибора.

5. ПЕРЕДАЧА УГЛОВ КРЕНА

Отдельный узел передачи углов крена собран в кронштейне *1* (рис. 20). В кронштейне / со стороны фланца вставлена по посадке скольжения чашка *2,* в которой с радиальным зазором 2—6 *мк* установлен шарикоподшипник *3* типа 2А2000154. Чашка *2* и подшипник *3* крепятся к кронштейну / с помощью кольца *6* четырьмя винтами. Кроме того, кольцо *6* предохраняет шарикоподшипник от загрязнения. Во внутреннее кольцо шарикоподшипника *3* вставлен валик 7, на конце валика с помощью гайки 5 закреплена трибка *4.* На противоположном конце валика 7 гайкой *10* зажаты внутренняя обойма шарикоподшипника *9* (также типа 2А2000154) и кольцо *8,* предназначенное для защиты шарикоподшипника *9* от загрязнения. Наружное кольцо шарикоподшипника *9* расположено в отверстии кронштейна *1* и не закреплено в осевом направлении.

6. УКАЗАТЕЛЬ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА

Указатель углов крена и тангажа состоит из следующих основных узлов: механизма указателя углов тангажа и механизма центровки шкалы тангажа.

Указанные узлы монтируются в корпусе указателя. Кроме того, на корпусе указателя закрепляют шкалу крена с указателем скольжения.

Механизм указателя углов тангажа

Механизм указателя углов тангажа состоит из узлов двух барабанов: нижнего / (рис. 21) и верхнего трибкой редуктора, вращение от двигателя-генератора *10* передается ротору *4* сельсина-приемника, укрепленного на оси *2* безлюфтовой шестерни *15.* На оси *2* установлен также коллектор *3,* с помощью которого электрический сигнал снимается с ротора *4* сельсина-приемника. Статор 5 сельсина-приемника укреплен в стакане *6,* имеющем зубчатый венец. Вместе со стаканом *6* статор *5* может поворачи-

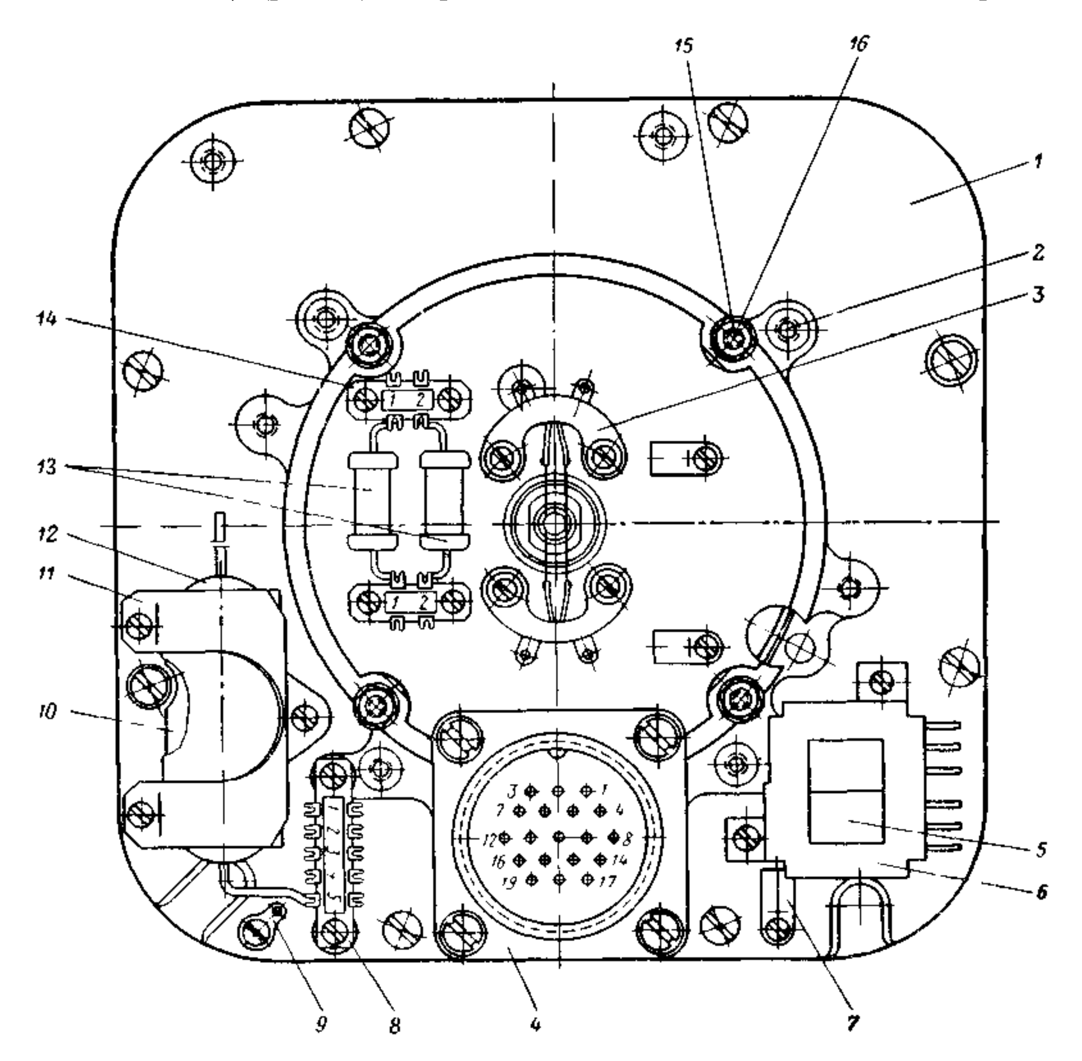


Рис. 18. Гироскопический датчик (вид со стороны крышки):

/—крышка; *2*—стойка; *3*—токоподвод; *4*—вилка штепсельного разъема; *5*—реле; *6, 7, 11*—скобы; *8, 14*—переходные колодки; *9*—клемма; *10*—пружина; *12*—конденсатор; *13*—балластные резисторы; *15*—болт; *16*—гайка

4, смонтированных на съемной стенке стакана *5,* крепящейся к корпусу указателя, а также шкалы тангажа *1* и тросика *5,* намотанных на барабаны (рис. 22).

Нижний барабан *17* (рис. 23) установлен на шарикоподшипниках *1* и *9* типа В7000807, посаженных на сборный корпус, состоящий из следующих деталей: стакана 11, корпуса редуктора *13* и корпуса *16* сельсина-приемника, скрепленных между собой винтами. В стакане 11 размещен двигатель-генератор *10* типа ДГ-0,5ТА, вращение которого через редуктор, собранный в корпусе редуктора *13* с платой *14,* передается зубчатому колесу *12,* укрепленному на барабане *17.* Одновременно через безлюфтовую шестерню *15,* находящуюся в зацеплении с последней ваться в корпусе *16* относительно ротора *4* сельсина-приемника при вращении ручки *11* кремальеры (см. рис. 25). Для крепления и перемотки тросика в барабане *17* (см. рис. 23) завальцовано кольцо 7. Кроме того, кольцо 7 крепит в барабане наружную обойму шарикоподшипника *9.* Внутренняя обойма этого шарикоподшипника закреплена на стакане 11 кольцом *8.* Внутренняя обойма шарикоподшипника / зажимается между корпусом сельсина *16* и стенкой 5 (см. рис. 21) при монтаже узла нижнего барабана на стенке. Наружная обойма шарикоподшипника / (см. рис. 23) не закреплена в осевом направлении.

Верхний барабан *2* (рис. 24) установлен на шарикоподшипниках / и *4* типа В7000807, посаженных на корпус *3.* В барабане *2* с помощью гайки *12* и шай-

бы 11 крепится кольцо *10,* в котором завальцован упор *9.* В корпусе *3* завальцован упор *6.* На осп корпуса *3* по ходовой посадке посажен сборный пружинный упор 7.

Рис. 19. Усилитель:

1—плата, *2, 3*—пластины; *4, 5*—транзисторы П-306А; *6, 12, 21, 22, 23, 24, 25, 28*—резисторы; *7*—конденсатор; *8*—скоба; *9*—трансформатор, *10*—транзистор второго каскада; *11*—входной транзистор; *13*—электролитический конденсатор; *14*—диод; *15, 16, 17, 18, 19*—клеммы; *20*—радиатор; *26*—сопротивление; *27*—терморезистор

Упорная шайба *8* препятствует перемещению пружинного упора 7 в осевом направлении. Пружинный упор 7 с упорами *6* и *9* ограничивает угол поворота барабана *2* относительно корпуса *3* в пределах от О до +337°. Поворот барабана на угол 337° от исходного положения соответствует перемещению шкалы тангажа от деления 0 до 84°.

Внутренняя обойма шарикоподшипника *4* зажата кольцом *5,* наружная — кольцом *10.* Внутренняя обойма шарикоподшипника *1* зажимается между корпусом *3* и стенкой *5* (см. рис. 21) при монтаже узла верхнего барабана к стенке. Наружная обойма шарикоподшипника / (см. рис. 24) не закреплена в осевом направлении. На ступицу кольца *10* по ходовой посадке надето кольцо *3* (см. рис. 21). Оба кольца связаны между собой тремя пружинами растяжения *2* (см. рис. 22). Гайка *2* (см. рис. 21) препятствует осевому перемещению кольца *3.* На внешнем диаметре кольца *3* имеется винтовая канавка, которая служит для направления тросика 5 (ом. рис. 22) при перемотке. Стойка *4* служит для закрепления тросика *5,* а также для регулировки натяжения тросика *5* и шкалы тангажа / с помощью гаек *3.*

Нижний барабан является ведущим. Вращение с нижнего барабана на верхний передается с помощью тросика *5* или шкалы тангажа / в зависимости от направления вращения.

Механизм центровки шкалы тангажа

Механизм центровки шкалы тангажа позволяет, вращая статор сельсина-приемника тангажа, перемещать шкалу тангажа относительно центра силуэта самолетика в пределах +10°.

Ручка *11* кремальеры (рис. 25), выведенная на лицевую часть прибора, жестко крепится на оси *10.* Пружина *12* служит для выбирания люфта оси *10* Колпачок *13* закрывает пружину *12.* Па оси *10* с помощью гаек *16* укреплен червяк *9* Вращение с червяка *9* передается червячному колесу *8,* зубчатому колесу *15* и трибке 7, укрепленным на одной оси в кронштейне *5.*

От зубчатого колеса *15* движение передается рейке *4,* которая движется поступательно, перемещая укрепленную на ней колодку *2* с индексом *1.* Рейка прижимается к зубчатому колесу *15* с помощью пружины *6* и скобы *3.* Вращение от трибки 7 передается зубчатому венцу стакана статора сельсина-приемника тангажа и статору.

7. УСТРОЙСТВО СИГНАЛИЗАЦИИ ОТКАЗА ПИТАНИЯ

Устройство сигнализации отказа питания состоит из двух самостоятельных узлов — двигателя сигнализатора отказа питания и узла реле, связанных между собой электрически.

Магнитная система двигателя состоит из пакета статора *4* (рис 26) с шестью пазами, в которые уложена трехфазная обмотка *2,* и пакета статорных колец *3,* заармированных в корпус / двигателя и служащих для облегчения пути магнитного потока через воздушный зазор и для замыкания магнитных

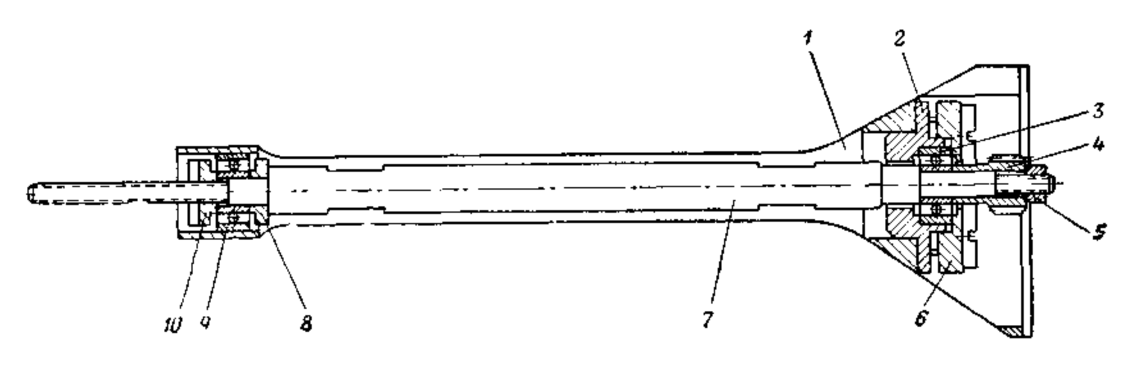


Рис. 20. Передача углов крена:

/—кронштейн, *2*—чашка, *3, 9*—шарикоподшипники, *4*—трибка, *5*—гайка, *6*—кольцо, *7*—валик, *8*—кольцо, *10*—гайка

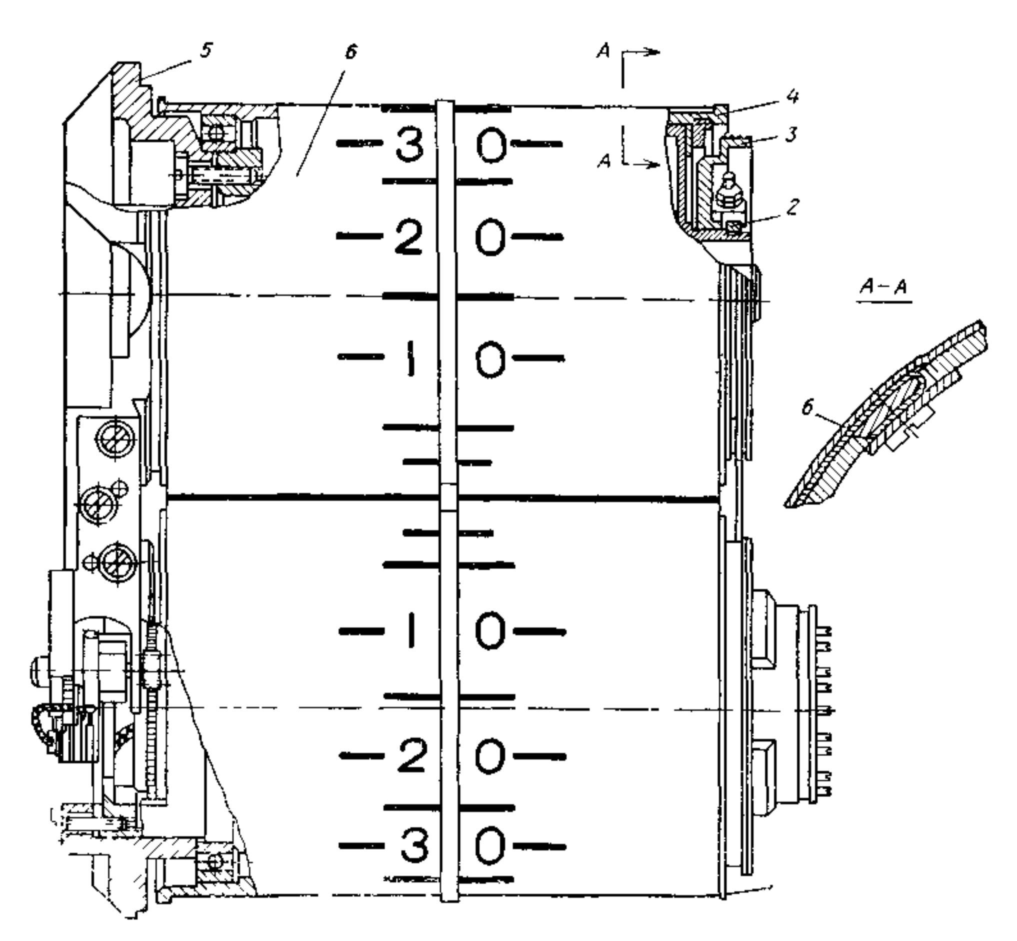


Рис. 21 Механизм указателя углов тангажа (вид с лицевой стороны):

/—нижний барабан, *2*—гайка, *3*—кольцо, *4*—верхний барабан, *5*—стакан, *6*—шкала тангажа

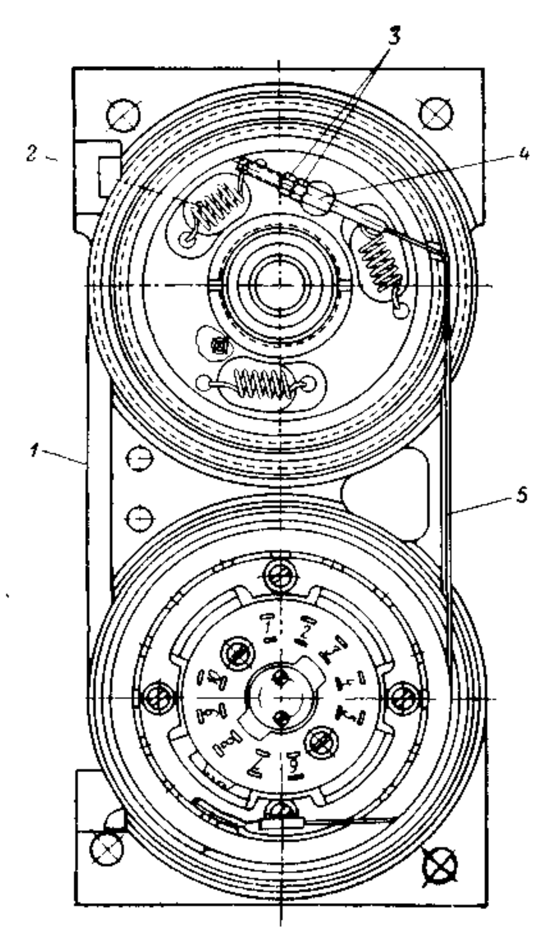


Рис. 22. Механизм указателя углов тангажа (вид сбоку):

/—шкала тангажа; *2*—пружина растяжения; *3*—гайки; *4*—стойка; *5*—тросик

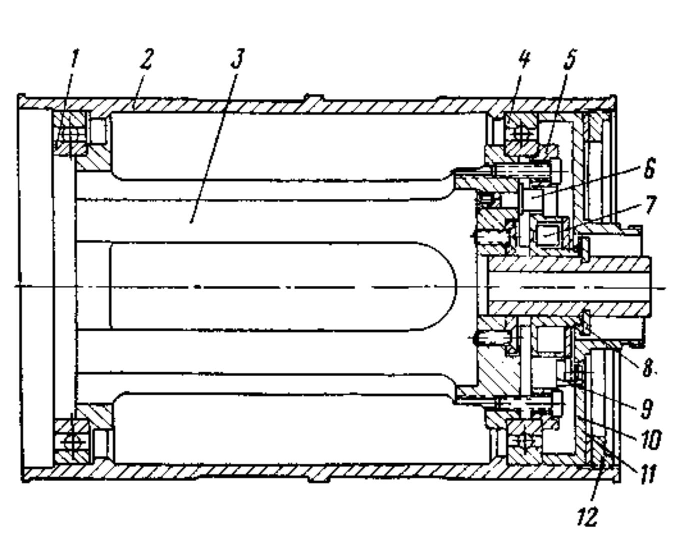


Рис. 24. Верхний барабан в сборе:

/, *4*—шарикоподшипники; *2*—верхний барабан; *3*—корпус; *5, 10*—кольца; *6, 9*—упоры; 7—пружинный упор; *8*—упорная шайба; //—шайба; *12*—гайка

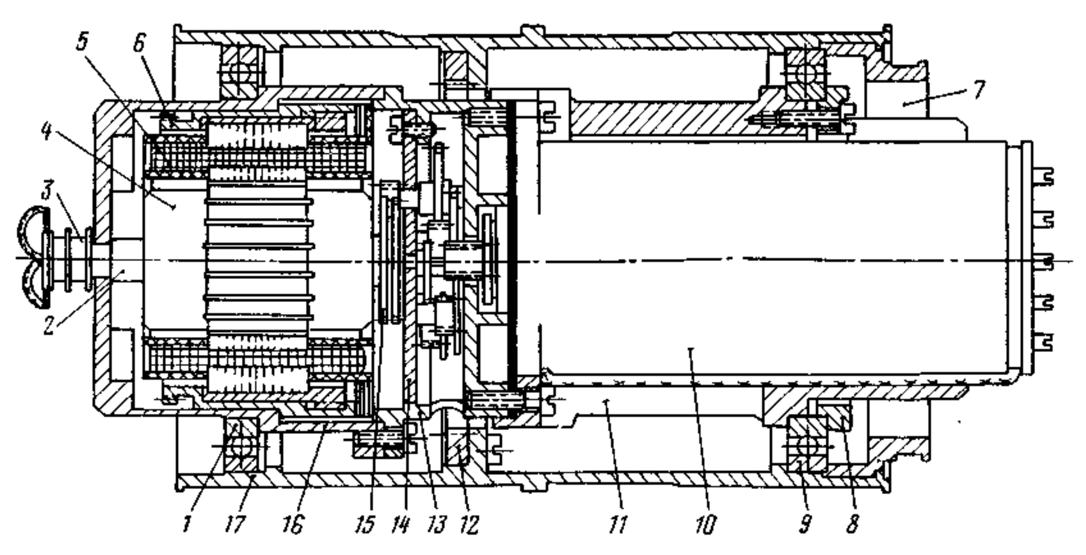


Рис. 23. Нижний барабан в сборе:

/, 9—шарикоподшипники; 2—ось; *3*—коллектор; *4*—ротор сельсина-приемника; 5—статор сельсина-приемника; *6,* //—стаканы; *7, 8*—кольца; *10*—двигатель-генератор; /2—зубчатое колесо; /3—корпус редуктора; *14—плата;* /5—безлюфтовая шестерня; *16*—корпус сельсина-приемника; *17*—нижний барабан

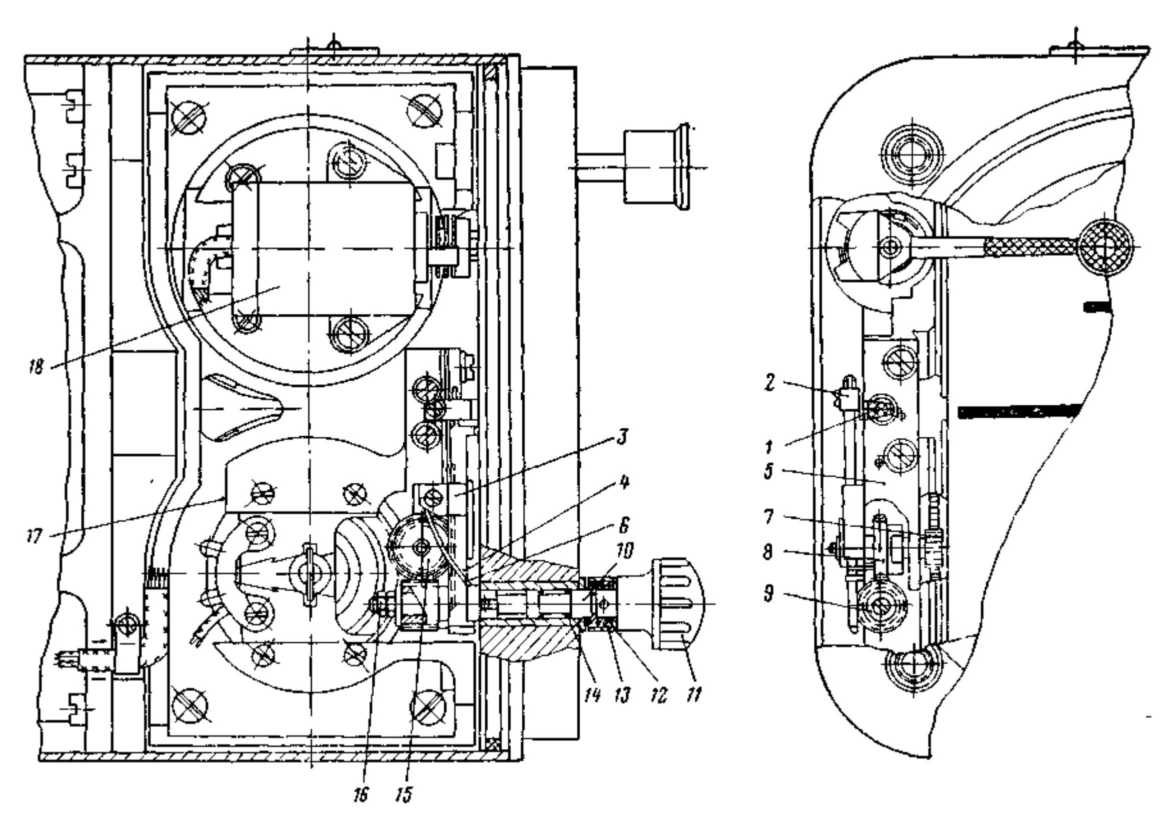


Рис. 25 Вид на механизм центровки шкалы тангажа и сигнализатора отказа питания:

/— индекс; 2—колодка; 3—скоба; 4—рейка; 5—кронштейн; б—пружина; 7—трибка; 5—червячное колесо; 9—червяк; *10*—ось; //—ручка кремальеры; /2—пружина; /3—колпачок; 14—прокладка; *15*—зубчатое колесо; *16*—гайки, /7—стенка, *18*—сигнализатор отказа питания

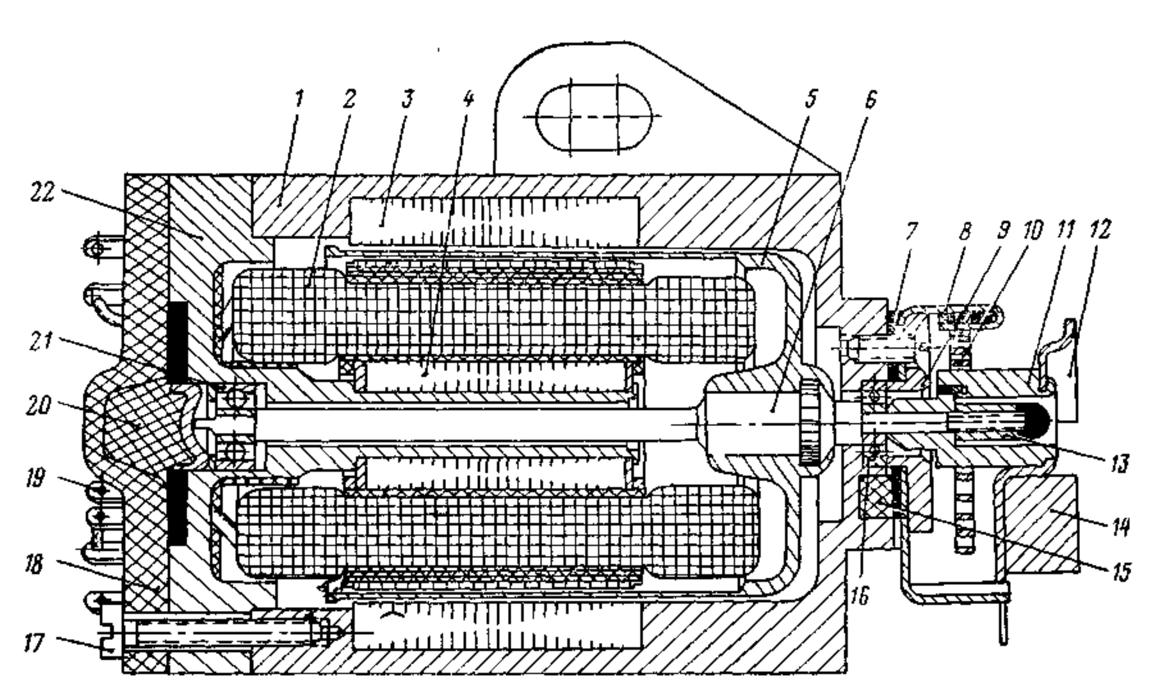


Рис 26. Сигнализатор отказа питания (разрез по оси вращения ротора):

/—корпус; *2*—трехфазная обмотка; *3*—пакет статорных колец; *4*—пакет статора, 5—ротор, *6*— вал; 7—фторопластовая прокладка; *8*—упор; 3—крышка; *10*—спиральная пружина; //—втулка; *12*—флажок; *13*—гайка; *-14*—груз, *15, 20*—лавсановое волокно, *16, 21*—шарикоподшипники, *17*— винт; *18*—изоляционная панель; *19*—ламель, *22*—крышка

силовых линий. Пакет статора смонтирован на крышке *22.* Крышка *22* соединяется с корпусом *1* по посадке скольжения и крепится к нему тремя винтами *17.* К крышке *22* винтами *17* крепится изоляционная панель *18,* к ламелям *19* которой припаивают выводные провода начала и конца обмоток статора. С помощью этих же ламелей сигнализатор отказа питания включается в фазы гиромотора В шарикоподшипниках *16* и *21* типа 2А2000154, установленных соответственно в крышке *22* и корпусе *1,* вращается вал *6,* на котором укреплен пустотелый тонкостенный алюминиевый ротор *5.* Шарико-

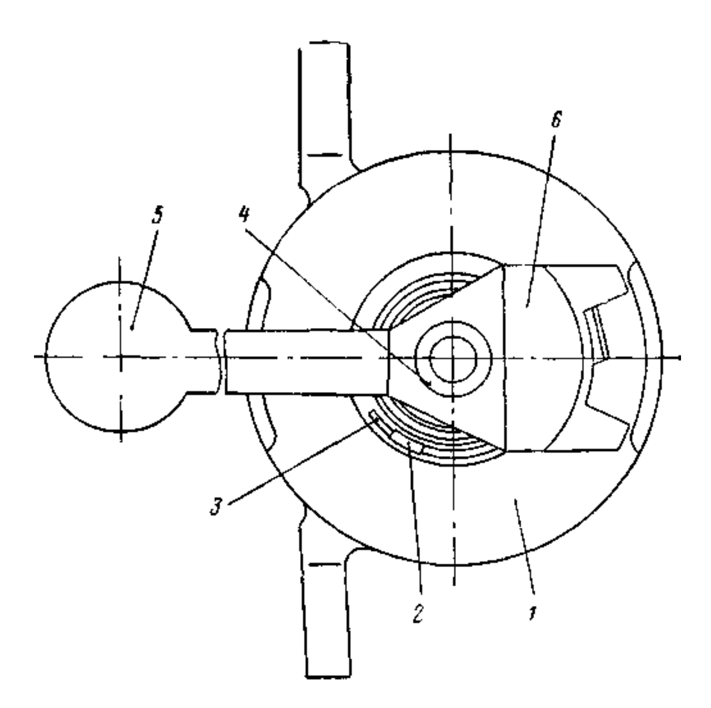


Рис 27. Сигнализатор отказа питания (вид со стороны флажка):

1—корпус; 2—упор, *3*—спиральная пружина, *4*—втулка; 5—флажок; *6*— груз

подшипники *16* и *21* смазываются с помощью лавсанового волокна *15* и *20,* пропитанного маслом ВНИИ НП-6. На валу *6* гайкой *13* укреплена втулка *//,* на которой закреплен флажок *12,* сбалансированный относительно оси вращения грузом *14.* К втулке 11 припаян один конец спиральной пружины *10.* Другой конец пружины *3* (рис. 27) припаян к упору *2,* который служит для ограничения угла поворота флажка 5. Упор закреплен на корпусе *1* с помощью крышки *9* (см. рис. 26) и фторопластовых прокладок 7. Крышка *9* крепится к корпусу / тремя винтами. Сигнализатор отказа питания *18* (см. рис. 25) крепится к стенке *17* механизма указателя углов тангажа двумя винтами.

8. ОБШАЯ КОМПОНОВКА

Гироскопический датчик / (рис. 28, 29, 30) соединен с корпусом указателя *3* по посадке скольжения и крепится к нему шестью винтами. В корпус указателя *3* вставлен механизм указателя углов тангажа *14.* К крышке гироскопического датчика четырьмя винтами крепится усилитель *15* К передней стенке корпуса гироскопического датчика / на четырех винтах крепится передача углов крена *2.* Трибка *4* (см рис. 20) передачи углов крена находится в зацеплении с трибкой *31* (см. рис. 14), укрепленной на оси карданной рамы. На резьбовую часть валика 7 (см. рис. 20) навернута резьбовая втулка *12* (см. рис. 28) с укрепленным на ней силуэтом самолетика 11.

На боковой стенке корпуса указателя *3* (рис. 30) смонтирован механизм арретира. Кнопка арретира *23* выведена на лицевую часть прибора и жестко закреплена на оси *24.* Ось *24* имеет возможность перемещаться в направляющих втулках *25* и *36.* Втулка *25* закреплена в отверстии корпуса указателя *3* штифтом, а втулка *36* — гайкой *37.* Во втулку *25* вклеено резиновое кольцо *26,* которое служит амортизатором механизма арретира при возврате его в исходное положение после окончания арретирования

На оси *24* с помощью гайки *27* закреплено водило *28.* Шайбы *29* предназначены для регулировки механизма арретира. Своим нижним концом водило *28* рходит через паз внутрь штока *40* (см. рис. 29, 30) и служит упором для пружины *43.* В торец пружины вставлен палец *44,* предназначенный для того, чтобы усилие сжатой пружины было направлено по оси штока *40.* Гайка *45* предназначена для регулировки механизма арретира. Пластина *32* предохраняет водило *28* от выпадания из паза штока *40.* Шток *40* перемещается в направляющей *39,* заармированной в корпус указателя *3.* На конце штока установлен шарикоподшипник *42* типа В2000083 на оси *41.* На оси *24* размещена пружина *30,* предназначенная для возвращения механизма арретира в исходное положение после окончания процесса арретирования. Собачка *33* посажена на ось *35* по ходовой посадке и может поворачиваться относительно нее. Накладка *34* препятствует перемещению собачки *33* вдоль оси *35.* Плоская пружина *38* постоянно прижимает собачку *33* к зубу водила *28.* В отверстии нижней части водила *28* на уровне оси штока *40* установлен валик *22,* предназначенный для расцепления собачки *33* и водила *28* после окончания процесса арретирования. На валик *22* навернута на резьбе втулка *31,* регулирующая механизм арретира

На боковых поверхностях корпуса указателя и корпуса гироскопического датчика размещены скобы *21* для крепления монтажных проводов.

С лицевой стороны прибор защищен стеклом *9* (см. рис. 28, 29), покрытым с внутренней стороны целлофаном. Стекло покрывают целлофаном для того, чтобы при быстрых сменах температур окружающей среды стекло не запотевало изнутри Стекло *9* крепится в корпусе указателя *3* зажимным кольцом *6.* К корпусу указателя на двух винтах крепится шкала крена *10* с указателем скольжения *4.* Между шкалой крена *10* и стеклом *9* у прибора АГБ-3 размещаются кольцо *5* и экран 7, применяемые с целью некоторой унификации корпуса указателя прибора АГБ-3 с АГБ-3К. Для обеспечения пыленепроницаемости между стеклом *9* и корпусом указателя *3* установлена резиновая прокладка *8.*

В отличие от АГБ-3 прибор АГБ-3К имеет встроенную систему освещения красным светом шкал и указательных элементов С лицевой стороны в корпус указателя *3* (рис. 31) ввертываются четыре пробки *52* с ламподержателями *50* и головками *55.*

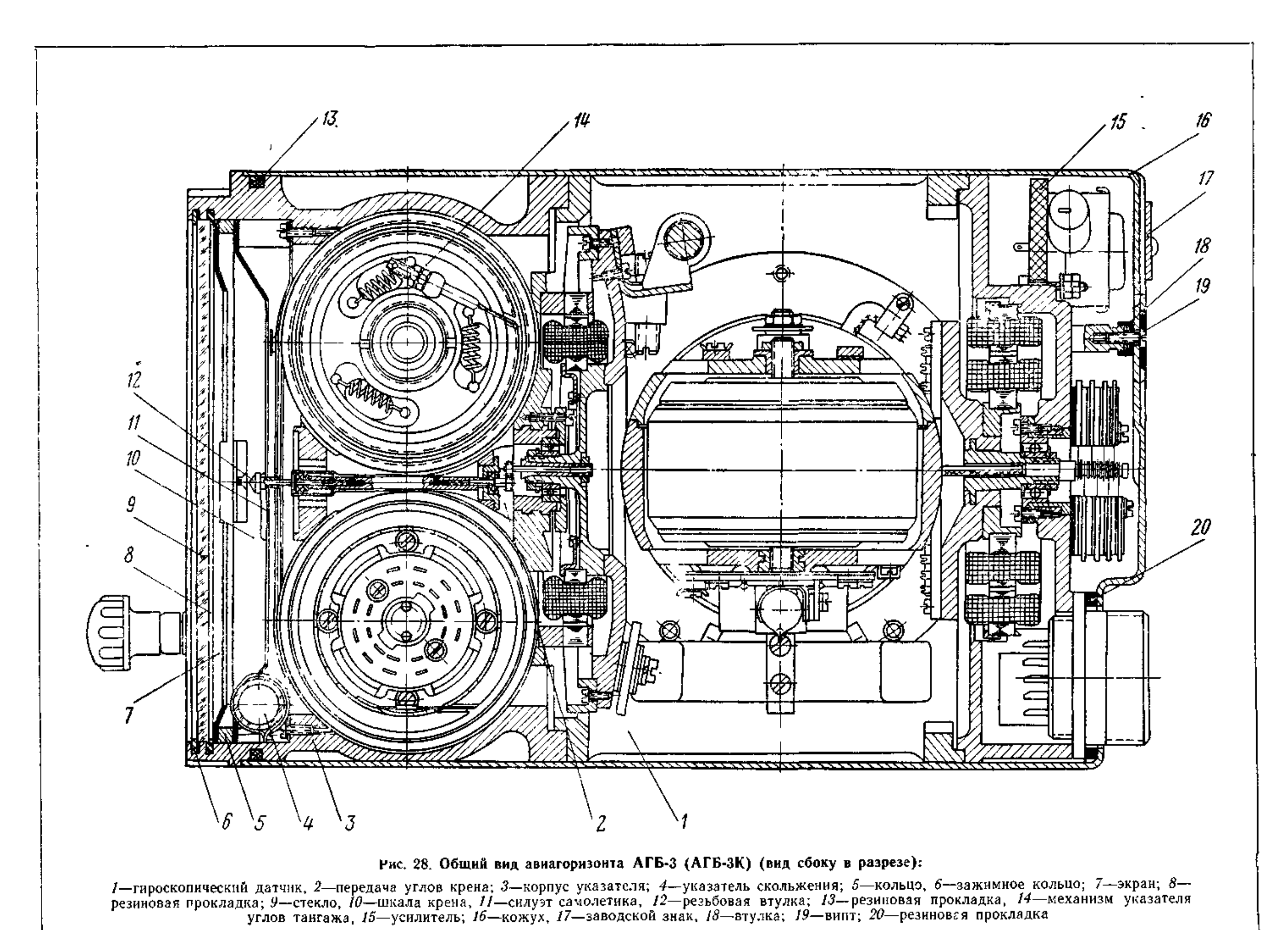


Рис. 28. Общий вид авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) (вид сбоку в разрезе):

1—гироскопический датчик, *2*—передача углов крена; *3*—корпус указателя; *4*—указатель скольжения; *5*—кольцо, *6*—зажимное кольцо; *7*—экран; *8*—резиновая прокладка; *9*—стекло, *10*—шкала крена, *11*—силуэт самолетика, *12*—резьбовая втулка; *13*—резиновая прокладка, *14*—механизм указателя углов тангажа, *15*—усилитель; *16*—кожух, *17*—заводской знак, *18*—втулка; *19*—винт; *20*—резиновая прокладка

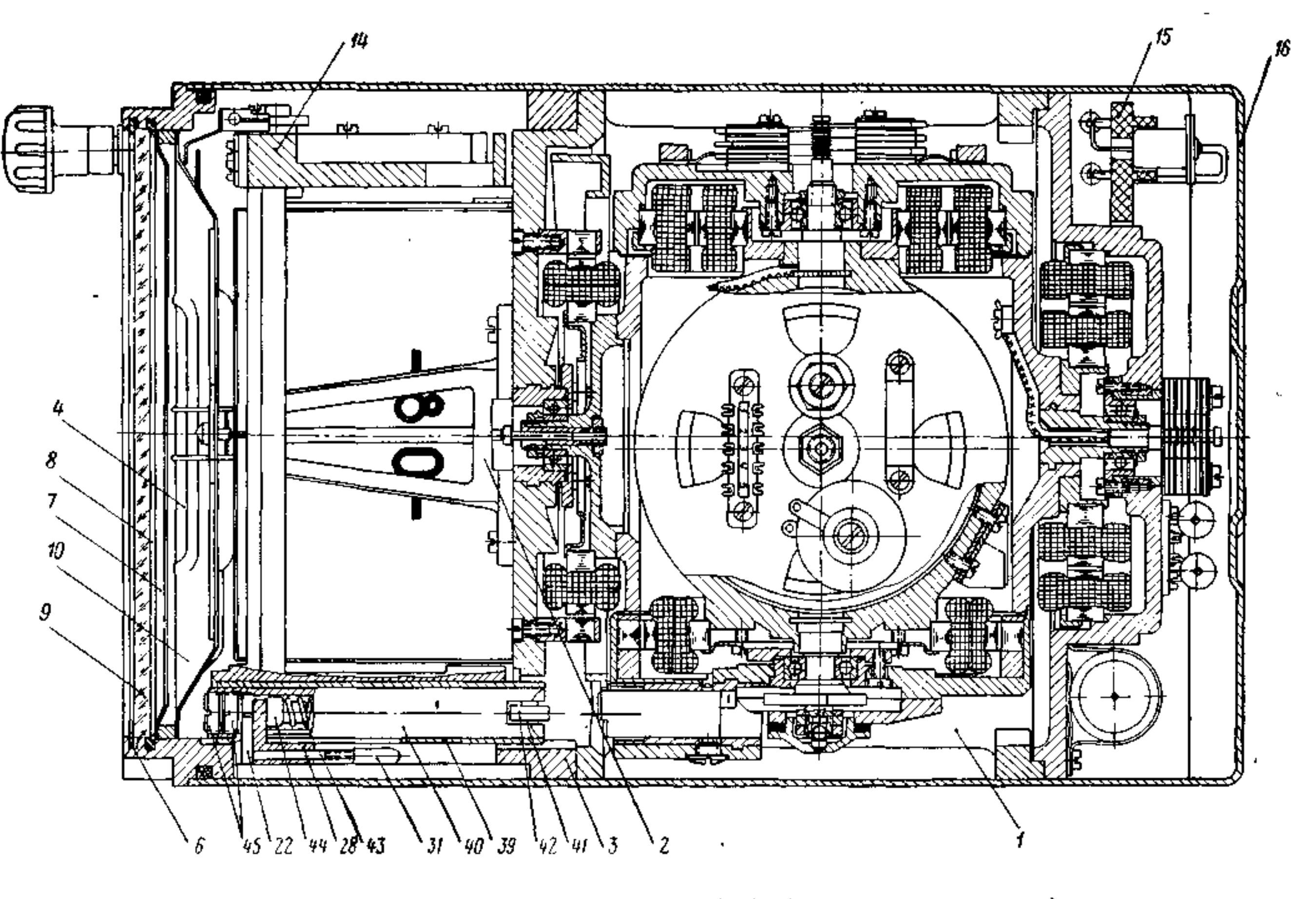


Рис. 29. Общий вид авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) (вид сверху в разрезе):

1—гироскопический датчик; *2*—передача углов крена; *3*—корпус указателя; *4*—указатель скольжения; *6*—зажимное кольцо; *7*—экран; *8*—резиновая прокладка; *9*—стекло; *10*—шкала крена; *14*—механизм указателя углов тангажа; *15*—усилитель; *16*—кожух; *22*—валик; *28*—водило; *31*—втулка; *39*—направляющая; *40*—шток; *41*—ось; *42*—шарикоподшипник; *43*—пружина; *44*—палец; *45*—гайка

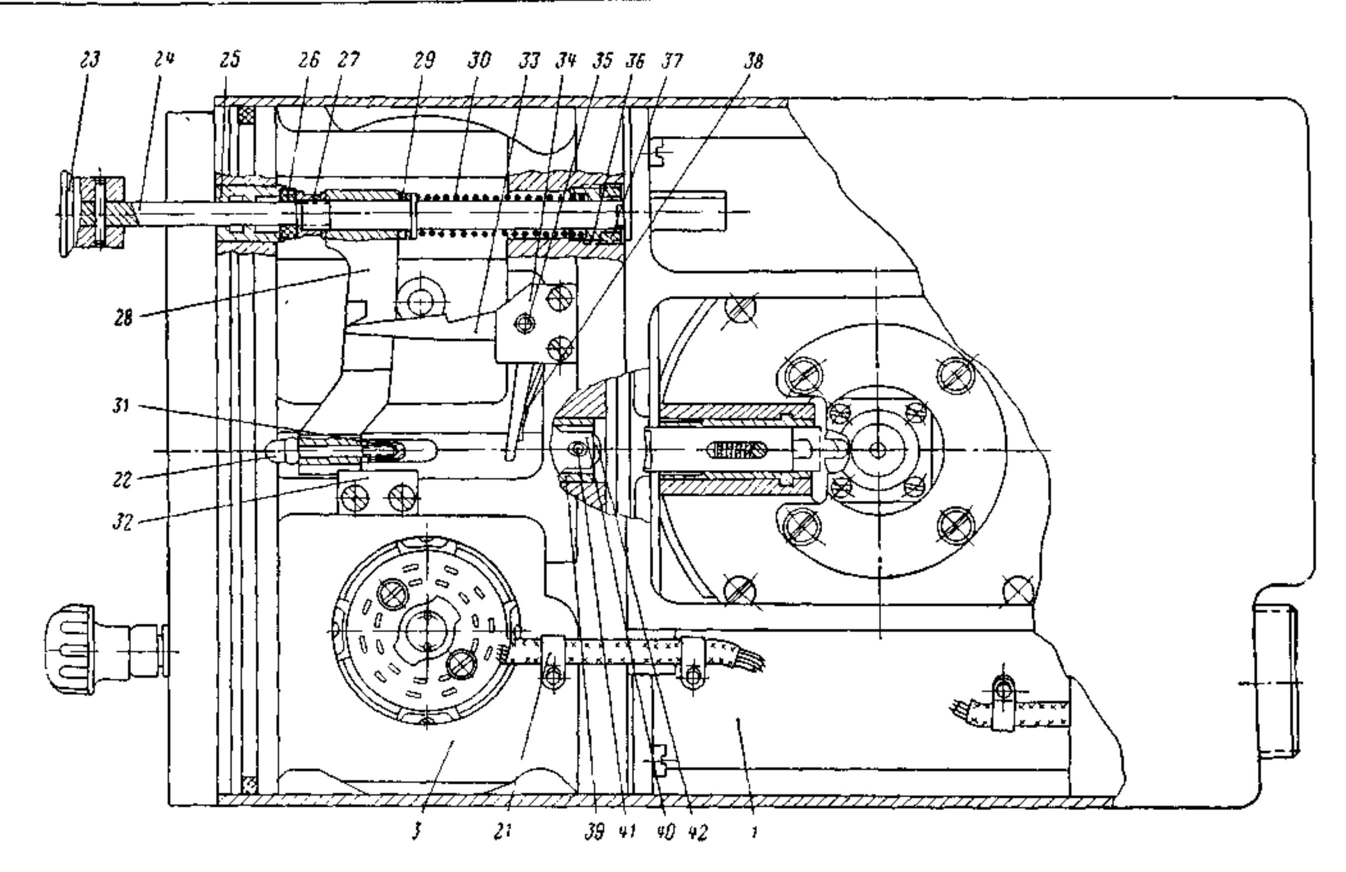


Рис. 30. Общий вид авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) (вид сбоку, со стороны механизма арретира):

1—гироскопический датчик; *3*—корпус указателя; 2*1*—скоба; *22*—валик; *23*—кнопка арретира, *24, 35, 41*—оси, *25 36*—направляющие втулки; 26—резиновое кольцо; 27—гайка; *28*—водило; *29*—шайба; 30—пружина; *31*—втулка; *32*—пластина; *33*—собачка; *34*—накладка; *37*—гайка; *38*—плоская пружина; *39*—направляющая, *40*—шток; *42*—шарикоподшипник

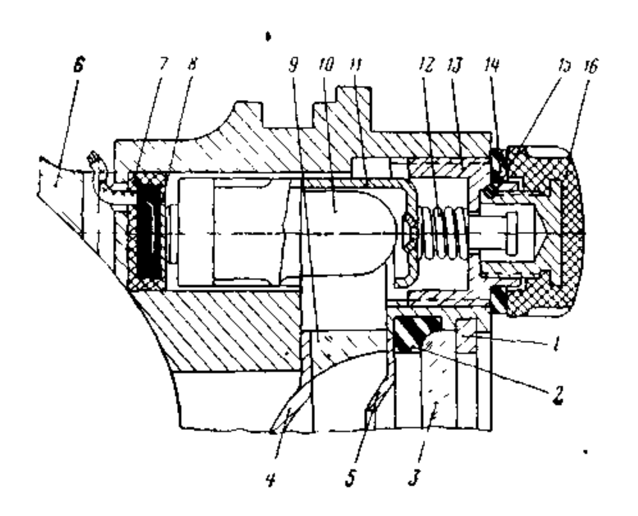


Рис. 31. Конструкция встроенного освещения шкал указательных элементов:

1—зажимное кольцо; *2*—резиновая прокладка; *3*—стекло; *4*—шкала крена; 5—экран, *6*—корпус указателя; 7—изоляционная втулка; *8*—контакт; *9*—светопровод; *10*—лампа; *11*—ламподержатель; *12*—пружина; *13*—пробка; *14*—резиновая прокладка; *15*—штифт; 1б-головка

Пробки *52* и головки *55* соединены между собой на резьбе, и закреплены штифтами *54.* Резиновая прокладка *53* герметизирует резьбовое отверстие пробки. В ламподержатели *50,* имеющие выступы для фиксации' положения светового окна, вставлены лампы *49* типа СМК-37. Пружина *51,* прижимая лампу *49* через ламподержатель *50* к контакту *47* (клемма «плюс»), обеспечивает надежное контактирование и одновременно служит токоподводом между лампой и корпусом прибора, который служит клеммой «минус» источника питания. Контакт *47* изолирован от корпуса указателя *3* изоляционной втулкой *46.* На шкале крена *10* установлен светопровод *48,* обеспечивающий выход света в сторону отсчетной части шкал и равномерное их освещение. Светопровод выполнен из органического стекла в форме кольца. Чтобы свет ламп не слепил глаза летчикам, светопровод *48* закрыт сверху экраном 7.

Снаружи приборы АГБ-3 и АГБ-ЗК закрыты кожухом *16* (ом. рис. 28), на котором имеется заводской знак *17.*

Пыленепроницаемость обеспечивается с помощью резиновых прокладок *13* и *20* и втулок *18.* Кожух *16* крепится к корпусу прибора четырьмя винтами *19.* Прибор к приборной доске самолета крепится четырьмя винтами, которые ввертываются в гайки, запрессованные в передней части корпуса указателя.

ИНСТРУКЦИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

I. ПРОВЕРКА ПЕРЕД УСТАНОВКОЙ НА САМОЛЕТ

Авиагоризонт перед установкой на самолет надо проверять в условиях аэродромных мастерских и заводских лабораторий при температуре окружающего воздуха $+20\pm10^\circ$ С и относительной влажности 30—80%.

1 ПОВЕРОЧНАЯ АППАРАТУРА

Поверочная аппаратура предназначается для проверки АГБ-3 (АГБ-3К) на соответствие основным техническим требованиям в условиях аэродромных мастерских и заводских лабораторий.

Для проверки АГБ-3 (АГБ-3К) используют:

а) электрическую установку 63689/033 из комплекта прибора АГД-1. Поверочная аппаратура должна иметь жгут, обеспечивающий подсоединение прибора АГБ-3 (АГБ-3К) к установке 63689/033 (см. рис. 41).

б) установку УПГ-48 для проверки гироприборов;

в) ламповый вольтметр типа ВЗ-2А;

г) кронштейн 025-П1 (из комплекта УПГ-48);

д) щиток для крепления прибора в кронштейне 025-П1 (рис.42);

е) источник постоянного тока напряжением 27 + ± 2,7 *в* и трехфазного переменного тока напряжением 36 + 3,6 *в* частотой 400 ± 8 *гц;*

ж) секундомер.

Выключатели и переключатели электрической установки 63689/033 установить в следующие положения:

«1» — в положение «Откл.»
«2» — в положение «I—II»
«3» — в положение «Тангаж»
«4» — в положение «Вкл.»
«5» — в положение «Агрегаты».

Ротор сельсина-приемника «11» поставить в нулевое положение.

2. ПОДГОТОВКА И ПРОВЕРКА ПОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРЫ И АВИАГОРИЗОНТА

К электрической установке 63689/033 с помощью жгута питания П1 подключить напряжение постоянного тока 27 в и напряжение переменного тока 36 *в,* 400 *гц.* Переключатель «1» электрической установки 63689/033 поставить в положение «Вкл.» По вольтметру «18» проверить правильность полярности и величину напряжения постоянного тока. При правильном чередовании фаз напряжения переменного тока на электрической установке должна гореть лампочка «Прав.».

К клеммам «Сельсин» подключить ламповый вольтметр типа «ВЗ-2А». Закрепить кронштейн 025-П1 на платформе УПГ-48. По уровню, имеющемуся на платформе установки УПГ-48, выверить горизонтальность платформы.

С помощью ручек продольных и поперечных кренов кронштейна установить шкалу тангажа и шкалу крена кронштейна 025-П1 в нулевое положение.

С помощью переходного жгута «изделие АГБ-3 (АГБ-3К) — установка $\frac{63689}{033}$ » подключить авиагоризонт к штепсельному разъему «Г» электрической установки. Включить питание прибора, установив переключатель «1» в положение «Вкл.».

Проверку параметров авиагоризонта на соответствие пп. «б», «в», «г», «д» настоящего раздела начинать не ранее чем через 3—4 *мин* с момента включения питания. Перед проверкой параметров авиагоризонт выставить в плоскость горизонта в такой последовательности: кремальерой совместить индекс тангажа с нулевым делением шкалы крена, с помощью ручки продольных кренов кронштейна 025-П1 совместить линию горизонта с центром силуэта самолетика. С помощью вольтметра при установке переключателя «3» в положение «Тангаж» определить величину сигнала тангажа.

С помощью сельсина «11» установить угол неточности выставки прибора в горизонте по тангажу. Угол не должен превышать 0,5°. Если угол больше 0,5°, ручкой продольных кренов добиться уменьшения сигнала по ламповому вольтметру до допустимой величины. Возвратить сельсин в первоначальное положение. Кремальерой совместить линию горизонта с центром силуэта самолетика.

Установить переключатель «3» в положение «Крен». Ручкой поперечных кренов кронштейна добиться установки концов силуэта самолетика против

нулевых делений шкалы крена и установки шарика указателя скольжения между ограничителями.

Указанным выше способом, используя показания сельсина «11», с помощью ручки поперечных кренов добиться точности выставки прибора в горизонте не ниже 0,5°.

При этом концы силуэта самолетика могут отклониться от нулевых делений шкалы крена на угол не больше 1°, а шарик указателя скольжения должен находиться между ограничителями.

Полученное положение прибора считать исходным. Все проверки проводить с учетом имеющихся показаний лимбов кронштейна 025-П1.

3. ПРОВЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ, ДОПУСКИ И МЕТОДИКА ПРОВЕРКИ

а) Время готовности авиагоризонта должно быть не более 1,5 *мин*. Время готовности авиагоризонта замеряется следующим образом: установить переключатель «3» электрической установки в положение «Тангаж». Заарретировать прибор. Сразу же после отпускания кнопки арретира поставить выключатель «1» электрической установки в положение «Вкл.» и включить секундомер.

Через 1,5 *мин* с момента запуска прибора отметить показания лампового вольтметра при двух положениях переключателя «3» — «Крен» и «Тангаж»

Если через 1,5 *мин* с момента запуска показания лампового вольтметра перестанут изменяться, то это время и будет временем готовности прибора.

Если через 1,5 *мин* после запуска показания лампового вольтметра продолжают изменяться, необходимо записать их величину. После того как показания лампового вольтметра установятся, при помощи ручек продольного и поперечного кренов кронштейна 025-П1 поставить прибор в положение, соответствующее ранее замеренным напряжениям, установить переключатель «3» в положение «Тангаж».

Поворотом ротора сельсина «11» добиться по вольтметру минимального напряжения и отсчитать по шкале сельсина угол. Повторить то же самое по крену, установив переключатель «3» в положение «Крен».

Показания шкалы сельсина «11» в обоих случаях не должны превышать 1°, что соответствует времени готовности 1,5 *мин*. Возвратить прибор в первоначальное положение.

б) Ток, потребляемый авиагоризонтом в установившемся режиме работы не должен превышать в цепи постоянного тока 0,3 а и в цепи переменного тока в фазах I и II — 0,9 а, в фазе III — 0,8 а.

Методика замера следующая:

потребляемые токи в фазах I, II, III замерять по амперметру «15» электрической установки при установке переключателя «2» в положение I—III; I—II; II—III через 3—4 *мин* после запуска авиагоризонта.

Постоянный ток, потребляемый авиагоризонтом, замерять по амперметру «19» при неподвижной шкале авиагоризонта.

в) Скорость прецессии гироскопа по осям крена и тангажа должна быть 1.8—6*°/мин.* Методика замера по тангажу:

Переключатель электрической установки «3» поставить в положение «Тангаж». Повернуть ротор сельсина-приемника «11» против часовой стрелки на угол 10° и отметить по ламповому вольтметру величину сигнала. Установить ротор сельсина-приемника на «0». При помощи ручки поперечных кренов кронштейна 025-П1 развернуть прибор вокруг его продольной оси на 5—10° по часовой стрелке. Слегка нажать на кнопку арретира, не допуская полного арретирования, и держать кнопку до тех пор, пока шкала тангажа не переместится на угол, при котором показание лампового вольтметра будет немного больше величины, отмеченной при повороте ротора сельсина-приемника «11» на 10°.

Отпустить кнопку арретира и возвратить прибор в первоначальное положение. В момент, когда показание лампового вольтметра станет равным величине, зафиксированной при повороте ротора сельсина-приемника «11» на 10°, включить секундомер. В момент прекращения движения стрелки лампового вольтметра остановить секундомер.

Скорость прецессии гироскопа при выходе из завала подсчитывается по формуле

$$\omega = \frac{10°}{t},$$

где ω – скорость прецессии в *°/мин;*

t — время, отсчитанное по секундомеру, при восстановлении гироскопа из завала на 10°.

Определение скорости прецессии при выходе гироскопа из противоположного завала на 10° по тангажу производится по изложенной выше методике Угол по шкале сельсина-приемника «11» устанавливается путем поворота ротора сельсина-приемника по часовой стрелке. Прибор, для сообщения гироскопу завала арретиром, поворачивать против часовой стрелки.

Методика замера по крену:

Переключатель электрической установки «3» поставить в положение «Крен». Повернуть ротор сельсина-приемника «11» против часовой стрелки на угол 10° и отметить по ламповому вольтметру величину сигнала. Установить ротор сельсина-приемника на «0».

Заарретировать прибор, нажав на кнопку арретира до упора. При помощи ручки поперечных кренов кронштейна развернуть прибор вокруг его продольной оси против часовой стрелки на угол порядка 12°. Отпустить кнопку арретира. Развернуть прибор дополнительно в ту же сторону на 3—5° и легким нажатием на кнопку арретира установить силуэт самолетика на коричневом (черном) фоне шкалы тангажа. Возвратить прибор в первоначальное положение.

В момент, когда показание лампового вольтметра станет равным величине, зафиксированной при повороте ротора сельсина-приемника «11» на 10°, легким нажатием на кнопку арретира совместить линию горизонта с центром силуэта самолетика и включить секундомер.

В момент прекращения движения стрелки лампового вольтметра остановить секундомер.

Скорость прецессии при выходе гироскопа из завала подсчитывается по формуле

$$\omega = \frac{10^\circ}{t}\,,$$

где ω — скорость прецессии в °/*мин*;

t — время, отсчитанное по секундомеру при восстановлении гироскопа из завала на 10°.

Скорость прецессии при выходе гироскопа из противоположного завала по крену на 10° определяется по указанной выше методике.

Угол по шкале сельсина-приемника «11» устанавливается путем поворота ротора сельсина-приемника «11» по часовой стрелке.

Заарретированный прибор для сообщения гироскопу завала поворачивается по часовой стрелке.

г) Уход гироскопа по крену и тангажу за 5 *мин* на качающемся основании с выключенной коррекцией не должен превышать ±2,5°. Уход гироскопа с выключенной коррекцией на качающемся основании за 5 *мин* проверяют следующим образом.

Методика замера по тангажу:

Переключатель «3» электрической установки поставить в положение «Тангаж». Развернуть платформу установки УПГ-48 таким образом, чтобы продольная ось прибора была в направлении «север — юг». Не ранее чем через 3 *мин* после включения питания прибора задать платформе УПГ-48 наклон 7,5° относительно горизонтального положения и включить двигатель установки.

Установить переключатель «4» электрической установки в положение «ПК» ~~(сигнальная лампочка «12» на установке должна гаснуть)~~ и одновременно включить секундомер.

Через 5 *мин* непрерывных качаний с автоматическим реверсированием направлений качаний выключить мотор УПГ-48 и возвратить платформу в горизонтальное положение. Зафиксировать показание лампового вольтметра. Поставить переключатель «4» в положение «Вкл.», проследить движение стрелки лампового вольтметра (переходит нулевой сигнал в сторону его уменьшения или не переходит).

Дать гироскопу полностью восстановиться — прекращается движение стрелки лампового вольтметра.

Поворачивая ротор сельсина-приемника «11», установить по шкале лампового вольтметра (с учетом зафиксированного направления движения стрелки вольтметра при восстановлении гироскопа) сигнал, соответствующий уходу гироскопа при отключенной коррекции. По шкале сельсина-приемника «11» отсчитать величину ухода гироскопа в градусах.

Методика замера по крену:

Переключатель «3» электрической установки поставить в положение «Крен». Развернуть платформу установки УПГ-48 таким образом, чтобы продольная ось прибора была в направлении «запад — восток». Не ранее чем через 3 *мин* после включения питания прибора задать платформе УПГ-48 наклон 7,5° относительно горизонтального положения и включить двигатель установки.

Установить переключатель «4» поверочной установки в положение «ПРК» (сигнальная лампочка «13» на установке должна гаснуть) и одновременно включить секундомер.

Через 5 *мин* непрерывных качаний с автоматическим реверсированием направлений качаний выключить двигатель УПГ-48 и возвратить платформу в горизонтальное положение. Зафиксировать показание лампового вольтметра. Поставить переключатель «4» в положение «Вкл.», проследить движение стрелки лампового вольтметра (переходит нулевой сигнал в сторону уменьшения или не переходит).

Дать гироскопу полностью восстановиться — прекращается движение стрелки лампового вольтметра.

Поворачивая ротор сельсина-приемника «11», установить по шкале лампового вольтметра (с учетом зафиксированного направления движения стрелки вольтметра при восстановлении гироскопа) сигнал, соответствующий уходу гироскопа при отключенной коррекции. По шкале сельсина-приемника «11» отсчитать величину ухода гироскопа в градусах.

д) Работа сигнализатора отказа питания. Не раньше чем через 3 *мин* после включения питания поставить выключатель «1» в положение «Откл.». В видимой зоне шкалы тангажа должен появиться флажок. Поставить выключатель «1» в положение «Вкл.». Флажок должен полностью убраться.

Вынуть перемычку, соединяющую крайнюю и среднюю клеммы, расположенные под амперметром «19» электрической установки. В видимой зоне шкалы тангажа должен появиться флажок. Вставить перемычку. Флажок должен полностью убраться.

е) Погрешность показаний авиагоризонта по крену и тангажу. Величина погрешности показаний по крену и тангажу должна быть на углах от 0 до 30° не более ±1°.

Методика проверки следующая:

При помощи ручки продольных кренов кронштейна наклонить авиагоризонт на 5—10° вверх (вниз) и плавно возвратить его в исходное положение таким образом, чтобы линия горизонта установилась против центра силуэта самолетика.

По лимбу кронштейна отсчитать угол, который является величиной погрешности на 0° по тангажу.

При помощи ручки поперечных кренов поворотной установки развернуть прибор вокруг его продольной оси на 5—10° по (против) часовой стрелке и плавно возвратить в исходное положение таким образом, чтобы концы силуэта самолетика совместились с нулевыми делениями шкалы крена.

По лимбу кронштейна отсчитать угол, который является погрешностью показаний авиагоризонта на 0° по крену. Данное положение при дальнейшей проверке погрешности показаний авиагоризонта считать исходным.

При помощи ручки продольных кренов установки задать наклоны прибору по шкале тангажа на углы 10, 20, 30° в сторону коричневого (черного) фона. Наклоны прибора по тангажу повторить в сторону голубого (серого) фона. Разность отсчета по шкале тангажа прибора и по лимбу кронштейна — есть погрешность показаний авиагоризонта по тангажу. Возвратить прибор в горизонтальное положение. При помощи ручки поперечных кренов кронштейна задать наклоны прибору по шкале крена на углы 15, 30° в сторону левого крена. Повторить наклоны в сторону правого крена.

Разность отсчета по шкале крена и по лимбу кронштейна есть погрешность показаний авиагоризонта по крену. Возвратить прибор в горизонтальное положение.

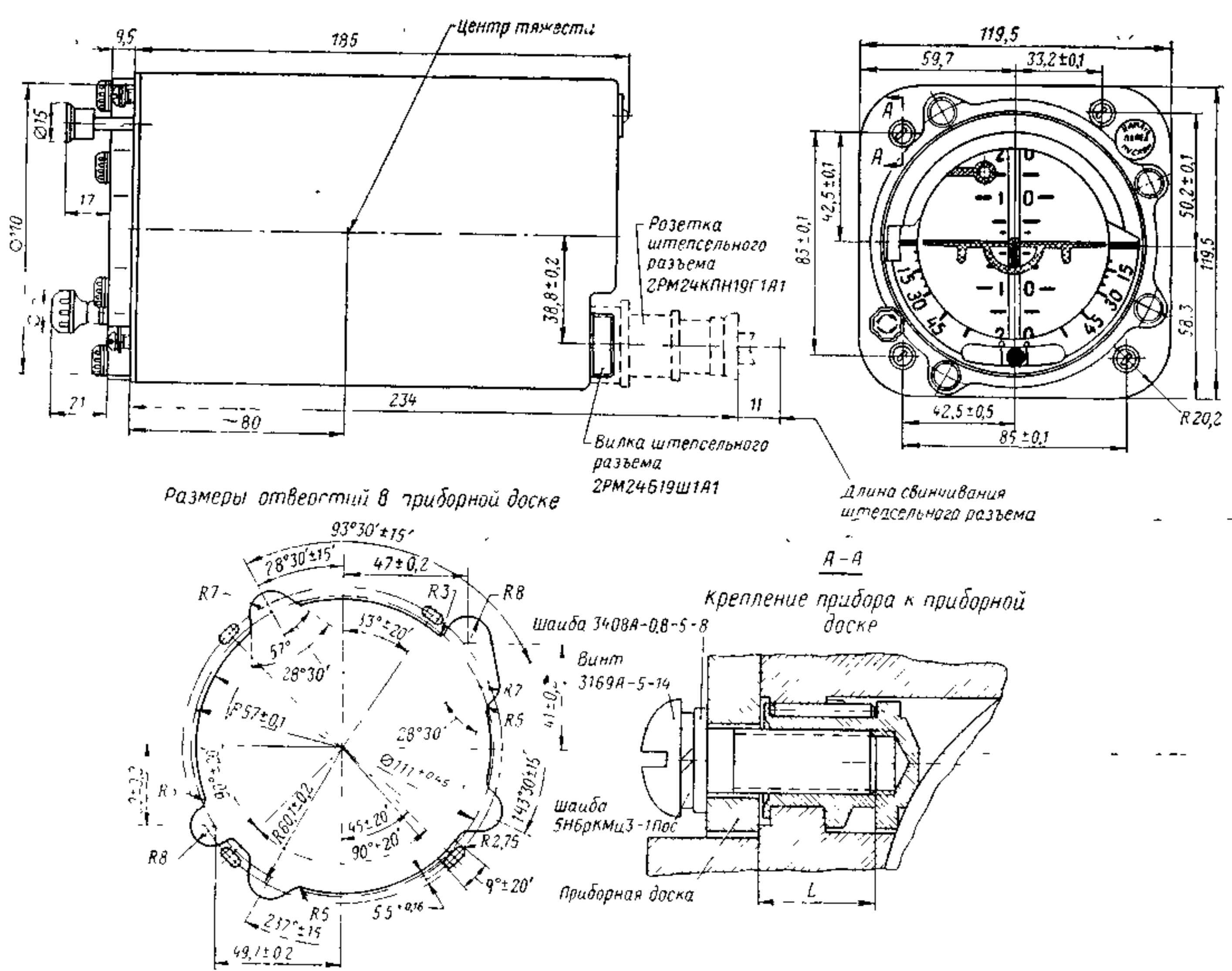


Рис. 32. Габаритные и установочные размеры авиагоризонта АГБ-3

Примечания. 1. Размеры без допусков даны максимальные.

2. Разрешается ставить угловой штепсельный разъем 2РМ24КУН19Г1А1, хвостовик которого при монтаже прибора на самолете может быть развернут в пределах угла 180°.

3. Длина винтов 3169А (14 *мм*) взята для приборной доски толщиной 4 *мм*. При других толщинах приборной доски длину винта подбирать так, чтобы глубина завинчивания L была равна $8{,}5^{+1{,}0}_{-0{,}5}$ *мм*

II. УСТАНОВКА, МОНТАЖ И ПРОВЕРКА НА САМОЛЕТЕ

а) Требования к месту установки авиагоризонта. Авиагоризонт должен устанавливаться на приборной амортизированной доске. Крепежные отверстия должны быть овальной формы, обеспечивающей поворот авиагоризонта по крену в пределах ±2°.

Размеры выреза в приборной доске, а также габаритные и установочные размеры для АГБ-3 даны на рис. 32, для АГБ-3К— на рис. 33.

Перегрузка от вибрации с частотой от 20 до 300 *гц* на приборной доске в месте крепления авиагоризонта не должна превышать *1,2g*. Наличие нагревательных элементов вблизи авиагоризонта не допускается,

б) Требования к монтажу и электромонтажу авиагоризонта. Перед установкой на самолет авиагоризонт-должен быть-проверен в -соответствии с требованиями разд. I настоящей инструкции по эксплуатации.

Авиагоризонт крепят к приборной доске четырьмя винтами и шайбами. Винты и шайбы входят в комплект каждого авиагоризонта. Накидная гайка штепсельного разъема должна быть законтрена проволокой, которую пропускают через отверстие в накидной гайке и отверстия в головках винтов, крепящих хвостовик разъема. Перед установкой авиагоризонта самолет должен быть отнивелирован таким образом, чтобы строительная горизонталь фюзеляжа располагалась в горизонтальной плоскости.

Питание авиагоризонта осуществляется от источников: постоянного тока напряжением 27 ± 2,7 *в* и переменного тока напряжением 36 ± 3,6 в с частотой 400±8 *гц*.

Схемы подключения авиагоризонтов АГБ-3 (АГБ-3К) к источникам питания приведены на рис. 34 и 35.

До закрепления прибора на приборной доске проверить правильность подключения авиагоризонта к преобразователю. Для этого надо взять авиагоризонт в руки стеклом к себе.

Включить питание 27 *в* постоянного тока и 36 в 400 *гц* переменного тока. При включении питания флажок сигнализатора должен уйти из видимой зо-

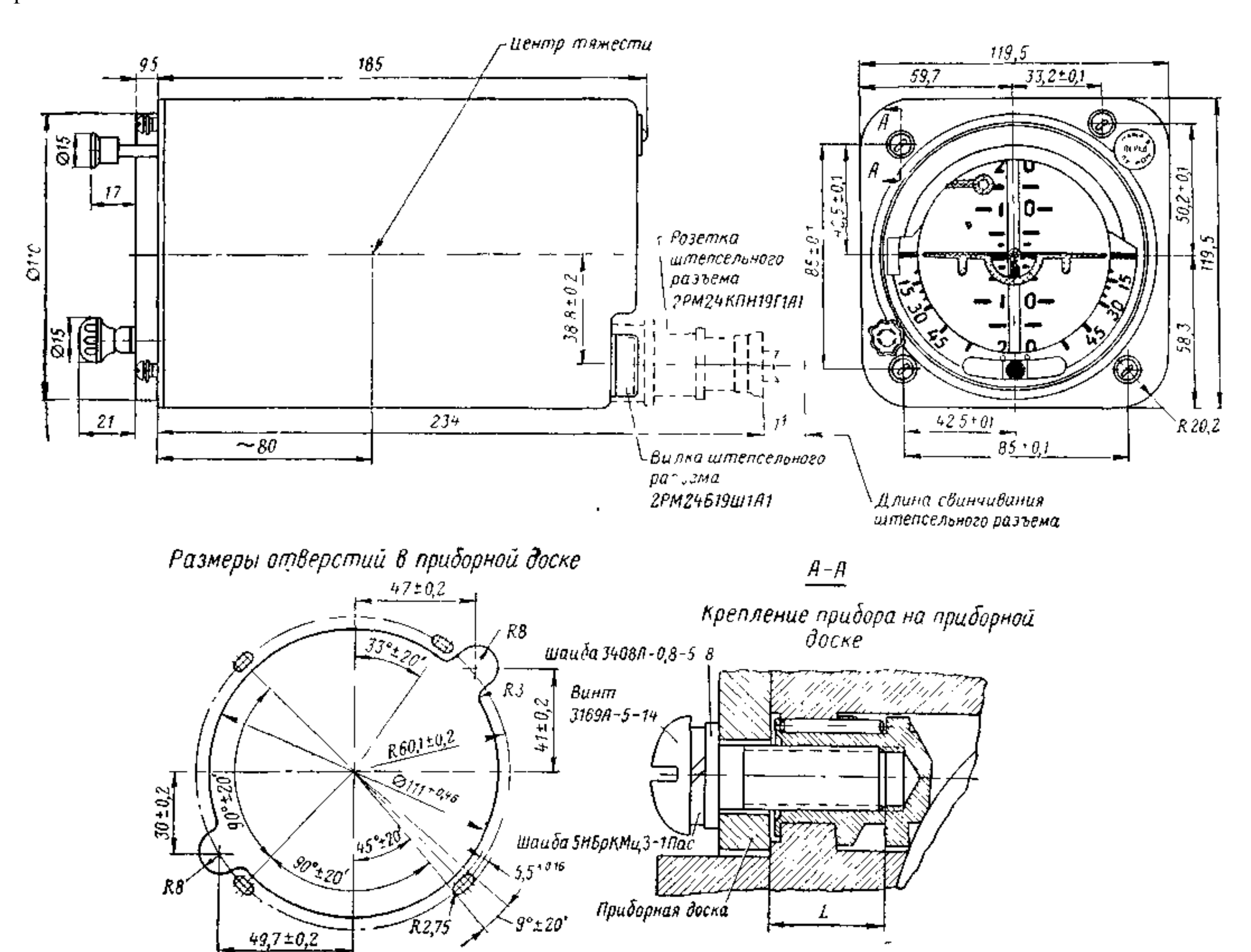


Рис. 33. **Габаритные и установочные размеры авиагоризонта АГБ-3К**

(см примечание к рис. 32)

Монтаж электропроводки надо производить проводом, принятым для монтажа сетей самолета. Падение напряжения в проводах, соединяющих авиагоризонт с преобразователем и преобразователь с бортовой сетью, должно быть не более 0,5 *в*.

в) Установка АГБ-3 (АГБ-3К) на самолете. Прежде чем закрепить АГБ-3 (АГБ-3К) на приборной доске, необходимо проверить, нет ли воздушных пузырьков в наполнителе указателя скольжения при горизонтальном положении прибора (шарик указателя скольжения находится между ограничителями).

Если воздушные пузырьки обнаружены, их следует переместить в отросток указателя скольжения, поворачивая корпус прибора вокруг его продольной оси против часовой стрелки.

ны шкалы тангажа, а линия горизонта шкалы тангажа должна после непродолжительных колебаний совместиться с силуэтом самолетика при горизонтальном расположении продольной оси прибора. При наклоне прибора стеклом вниз прибор должен показывать подъем, при наклоне стеклом вверх — спуск. Если же флажок сигнализатора не убирается из видимой зоны шкалы тангажа при включении питания, а линия горизонта быстро уходит вверх или вниз, монтаж произведен неправильно и следует проверить монтаж авиагоризонта согласно рис. 34 и 35.

Закрепить винтами и шайбами прибор на приборной доске При положении самолета в линии горизонтального полета и при включенном питании ли-

ния горизонта шкалы тангажа должна совпадать с центром силуэта самолетика и концы силуэта самолетика должны совпадать с нулевыми делениями шкалы крена с точностью ± 1° Индекс тангажа должен находиться против нулевого деления шкалы крена Если концы силуэта самолетика не совпадают с нулевыми делениями шкалы крена, то необходимо добиться их совмещения, разворачивая прибор вокруг продольной оси за счет овальных прорезей под винты в приборной доске Поворачивая ручку кремальеры тангажа, совместить линию горизонта шкалы тангажа с центром силуэта самолетика

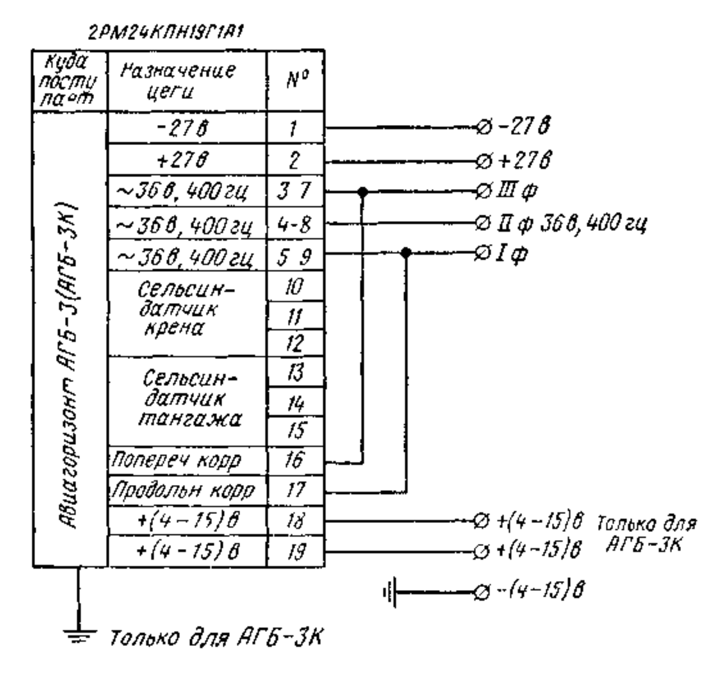


Рис. 34. Схема подключения авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) к источникам питания

По окончании регулировки положения прибора затянуть винты, крепящие прибор к приборной доске Включить питание лампочек красного света При изменении напряжения питания от 4 до 15 в все лампочки должны гореть (только для АГБ-3К)

г) Облет Окончательная оценка работы АГБ-3 (АГБ-3К) после монтажа на самолете производится летчиком в простых метеорологических условиях при видимости земных ориентиров после выполнения эволюции, разрешенных для данного типа самолетов

При облете должна быть определена послевзлетная погрешность по тангажу, для чего производится взлет и разгон самолета (продолжительностью не более 4 *мин)* без разворота до скорости наивыгоднейшего набора высоты, а затем разворот на 90° по отношению к курсу взлета и выравнивание самолета на этом курсе

После разворота на 90° накопившаяся погрешность по тангажу переходит в погрешность по крену Величина погрешности не должна превышать 3°

Послевиражные ошибки авиагоризонта рекомендуется проверять при выполнении следующих эволюции

а) разворот вправо на 180° с креном 18—20°

б) разворот влево на 180° с креном 18—20°

Продолжительность разворотов не более 10 *мин*

Ошибки авиагоризонта после выполнения разворота и спиралей рекомендуется проверять по следующей методике после выполнения эволюции самолет выровнять по тангажу при помощи вариометра и по крену — при помощи авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) Концы силуэта самолетика должны находиться против нулевых делений шкалы кренов

При помощи гирополукомпаса, имеющегося на данном самолете, уточнить положение самолета по крену и, если крен имеется (что обнаруживается по развороту самолета и отклонению шарика указателя скольжения), устранить его и определить ошибку авиагоризонта по крену — отклонение концов силуэта самолетика от нулевых делений шкалы кренов

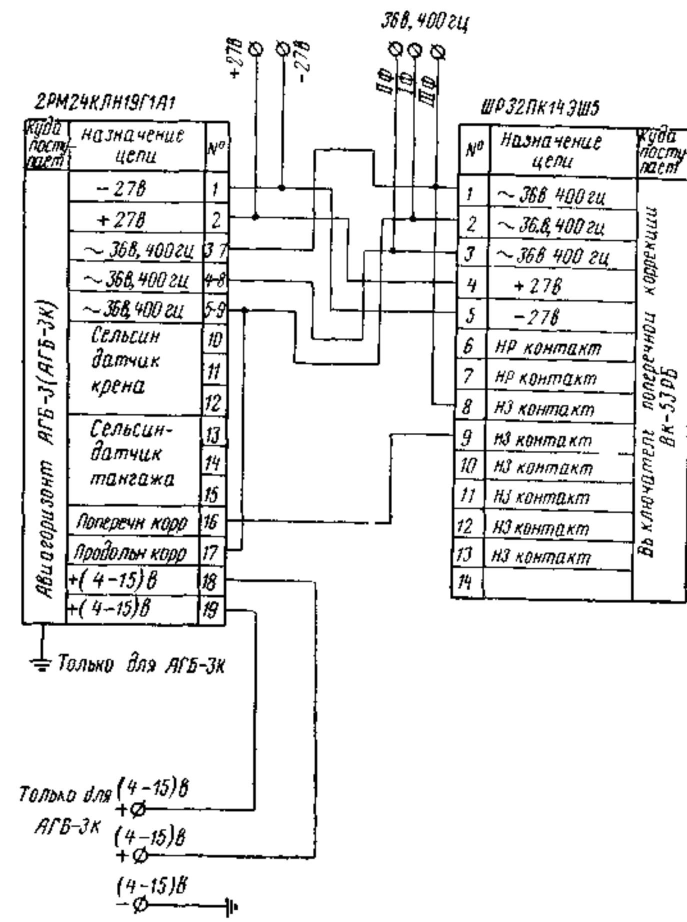


Рис. 35 Схема подключения авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) и выключателя поперечной коррекции ВК-53РБ к источникам питания

Ошибка авиагоризонта по крену после выполнения разворотов с указанными выше кренами не должна превышать 3°

Примечания 1 Облет производится на самолетостроительных заводах и при сдаче объектов заказчику

2 Облет может быть совмещен с полетами по другим заданиям

III. ПРЕДПОЛЕТНАЯ И ПОСЛЕПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКИ

Проверки производятся после монтажа на самотете, а также перед полетом и после полета

Перед включением питания необходимо

а) убедиться в исправности защитного стекла авиагоризонта;

б) проверить соответствие установки шарика указателя с указателем скольжения прибора ЭУП-46 (ЭУП-53);

в) проверить, нет ли воздушного пузырька в трубке указателя скольжения;

г) проверить надежность крепления прибора к приборной доске.

Нажать кнопку арретира до полного арретировапия прибора (кнопка арретира должна дойти до упора).

Перед включением питания кремальерой совместить индекс поправки тангажа с нулевым делением шкалы крена.

Включить питание прибора 27 *в* постоянного тока и 36 *в* 400 *гц* переменного тока. Флажок сигнализатора отказа питания должен уйти из видимой зоны.

Через 1,5 *мин* с момента включения питания шкала тангажа должна показывать стояночный угол самолета. Силуэт самолетика должен стоять против нулевых делений шкалы кренов, с точностью ±1° (предполагается, что самолет стоит на горизонтальной площадке. Если площадка не горизонтальна, показания могут отличаться от указанных).

Повернуть ручку кремальеры по часовой стрелке до упора, при этом шкала тангажа должна перемещаться вниз, а индекс — вверх. При повороте кремальеры против часовой стрелки до упора шкала тангажа должна перемещаться вверх, а индекс — вниз. Кремальера в диапазоне перемещения от упора до упора должна вращаться без затирания и рывков.

Отключить питание прибора. На фоне шкалы тангажа в ее верхнем левом углу должен появиться флажок сигнализатора отказа питания.

Включить питание лампочек встроенного красного света. При изменении напряжения питания от 4 до, 15 *в* все лампочки должны гореть (только для АГБ-3К).

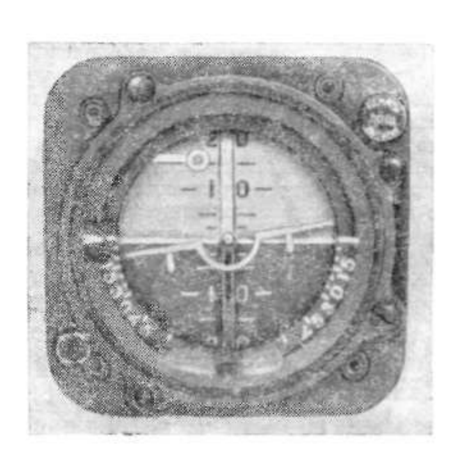
IV. ЗАПУСК АВИАГОРИЗОНТА И ПОЛЬЗОВАНИЕ ИМ В ПОЛЕТЕ

а) Запуск АГБ-3 (АГБ-3К). Перед включением питания необходимо заарретировать прибор, нажав на кнопку арретира до упора. После возвращения кнопки в исходное положение включить питание 27 в постоянного тока и 36 *в* 400 *гц* переменного тока. При этом флажок сигнализатора убирается из видимой зоны шкалы тангажа.

Время готовности авиагоризонта при температуре от +60 до —60° С равно 1,5 *мин*. По истечении времени готовности шкала тангажа должна показывать стояночный угол самолета.

Примечание. В полете кнопкой арретира не пользоваться.

б) Показания АГБ-3 (АГБ-3К) на основных эволюциях. В горизонтальном полете с крейсерской скоростью и нормальной центровкой самолета центр силуэта самолетика должен совмещаться с линией горизонта шкалы тангажа и с нулевыми делениями шкалы кренов. Изменение угла атаки самолета, например, вследствие изменения центровки самолета, прибор показывает как набор высоты или снижение. Если при этом установлено (например, по вариометру и указателю скорости), что самолет летит горизонтально, то нет необходимости запоминать постоянное смещение линии горизонта относительно силуэта самолетика. Вращая ручку кремальеры



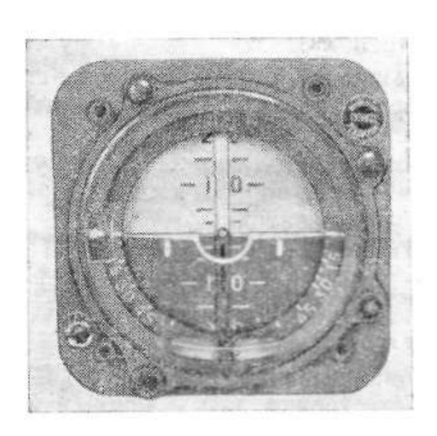


Рис. 36. Вид с лицевой стороны авиагоризонта АГБ-3К перед запуском и после запуска:

а—вид с лицевой стороны перед запуском. Виден флажок сигнализатора отказа питания. Взаимное расположение линии горизонта шкалы тангажа, индекса тангажа, силуэта самолетика может составить любую комбинацию в пределах углов по крену ±360° и по тангажу в пределах ±80°; *б*—вид с лицевой стороны после запуска. Флажок сигнализатора отказа питания убран из видимой зоны шкалы тангажа. Линия горизонта шкалы тангажа, индекс тангажа, силуэт самолетика совмещены с нулевыми отметками шкалы тангажа и шкалы крена

(рис. 36), расположенную с левой стороны прибора, совместить линию горизонта с силуэтом самолетика и в дальнейшем определять положение самолета по тангажу от этого положения шкалы тангажа. Если изменяется скорость полета, высота полета или центровка самолета, то все это вызовет снова изменение угла атаки самолета и нужно будет при новом установившемся режиме полета опять смещать линию горизонта.

в) Набор высоты и снижение. При наборе высоты (без крена) силуэт самолетика остается относитель-

но летчика неподвижным, а линия горизонта шкалы тангажа уходит вниз — самолетик на голубом (сером) фоне. При снижении летчик видит силуэт самолетика на коричневом (черном) фоне.

Необходимо иметь в виду, что при углах тангажа ± (90 + 10°) показания авиагоризонта неопределенные, прибор может выбиваться.

Примечание. При взлете с включенной продольной коррекцией (внешний отключатель продольной коррекции отсутствует) продольные ускорения вызывают накапливание погрешности авиагоризонта по тангажу со скоростью 1,8—6° в каждую минуту. После разворота самолета влево или вправо на 90° эта погрешность переходит в погрешность по крену. По окончании набора скорости (полет без ускорения) погрешности авиагоризонта устраняются со скоростью 1,8—6°/*мин* как по крену, так и по тангажу.

г) Развороты. При правом крене без набора высоты или снижения шкала остается относительно летчика неподвижной, а силуэт самолетика поворачивается вправо; при этом летчик видит правое крыло силуэта самолетика на коричневом (черном) фоне шкалы тангажа, а левое — на голубом (сером).

При левом крене силуэт самолетика поворачивается влево, и летчик видит левое крыло силуэта самолетика на коричневом (черном) фоне, а правое — на голубом (сером).

При левом крене с набором высоты силуэт самолетика поворачивается влево, а линия искусственного горизонта шкалы тангажа уходит вниз.

При правом крене со снижением силуэта самолетика поворачивается вправо, а линия горизонта шкалы тангажа уходит вверх.

Примечание. Поперечная коррекция АГБ-3 (АГБ-3К) на виражах должна автоматически отключаться при помощи выключателя поперечной коррекции типа ВК-53РБ. Схема подключения авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) к выключателю поперечной коррекции приведена на рис. 35.

д) Пользование авиагоризонтом АГБ-3 в ночных условиях. Естественно, что в ночных условиях не видно коричневого и голубого фона шкалы тангажа. Поэтому для обеспечения возможности ориентировки по тангажу при ночных полетах деления и цифры верхней и нижней половины шкалы тангажа покрыты светящейся массой разного цвета. Деления и цифры нижней половины шкалы тангажа покрыты красной светящейся массой временного действия, которая светится ночью при облучении бортовыми осветителями АРУФОШ-45. Деления и цифры верхней половины шкалы тангажа, деления и цифры шкалы крена, индекс, флажок сигнализатора отказа питания, трубка указателя скольжения, а также силуэт самолетика покрыты обычной светящейся массой светло-зеленого цвета временного действия, которая светится при облучении бортовыми осветителями АРУФОШ-45.

Когда силуэт самолетика оказывается на фоне красных делений шкалы тангажа, это указывает на снижение самолета. Когда силуэт самолетика оказывается на фоне зеленых делений шкалы тангажа, самолет идет с набором высоты.

При пользовании авиагоризонтом АГБ-3К в условиях ночных полетов включается питание лампочек встроенного красного освещения лицевой части прибора. Яркость освещения может регулироваться изменением напряжения питания лампочек в пределах 4—15в.

V. ПОЛЬЗОВАНИЕ ДИСТАНЦИОННЫМИ УКАЗАТЕЛЯМИ АГД-1, УУТ, ПОДКЛЮЧЕННЫМИ К АВИАГОРИЗОНТУ

а) Указатель АГД-1. При необходимости к авиагоризонту АГБ-3 (АГБ-3К) может подключаться указатель дистанционного авиагоризонта АГД-1. Указатель АГД-1 имеет систему показаний, аналогичную системе показаний авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К).

Показания указателя АГД-1 осуществляются с помощью подвижного силуэта самолетика и подвижной шкалы тангажа цилиндрической формы. Диапазон углов, измеряемых указателем АГД-1 при работе от АГБ-3 (АГБ-3К), составляет в плоскости тангажа ±80° и в плоскости крена +360°. В нижней части лицевой стороны указателя смонтирован указатель скольжения (креноскоп). В верхней части лицевой стороны прибора справа расположена кнопка арретирования с надписью «Арретировать только при горизонтальном полете». Рядом расположена сигнальная лампочка, контролирующая исправности цепей питания. При работе от авиагоризонта АГБ-3 (АГБ-3К) лампочка сигнализации и кнопка арретирования указателя не используются.

Указатель АГД-1 подключается к прибору АГБ-3 (АГБ-3К) с помощью жгута, выполненного в соответствии со схемой, приведенной на рис. 37.

Габаритные и установочные размеры указателя даны на рис. 38.

б) Указатель УУТ. Указатель углов тангажа УУТ предназначен для определения положения самолета относительно горизонта по тангажу. Отсчет углов тангажа производится по круговой шкале с помощью стрелки.

Диапазон показаний углов тангажа:
- на пикирование — от 0 до 4,5°;
- на кабрирование — от 0 до +12°;
- цена деления шкалы — 0,5°.

Прибор крепят на приборной доске пружинным кольцом, причем закрепление можно производить на длине 80 *мм*. На рис. 39 приведены габаритные размеры УУТ и размеры соединений. УУТ подключается к авиагоризонту с помощью жгута по схеме рис. 40.

VI. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ. (РЕГЛАМЕНТНЫЕ РАБОТЫ)

Техническое обслуживание АГБ-3 (АГБ-3К) производят перед установкой на самолет, через каждые 100 *час* эксплуатации, но не реже одного раза в 6 месяцев и после отработки гарантийного срока службы.

Прибор снимают с самолета и направляют в лабораторию для проверки основных параметров в соответствии с перечнем основных проверок технического состояния изделия. Проверку производят при нормальной окружающей температуре +20 ±10°С.

Примечание. На пассажирских и транспортных самолетах регламентные проверки производить в соответствии с регламентом технического обслуживания на объект, но не позже чем через 500 *час* эксплуатации.

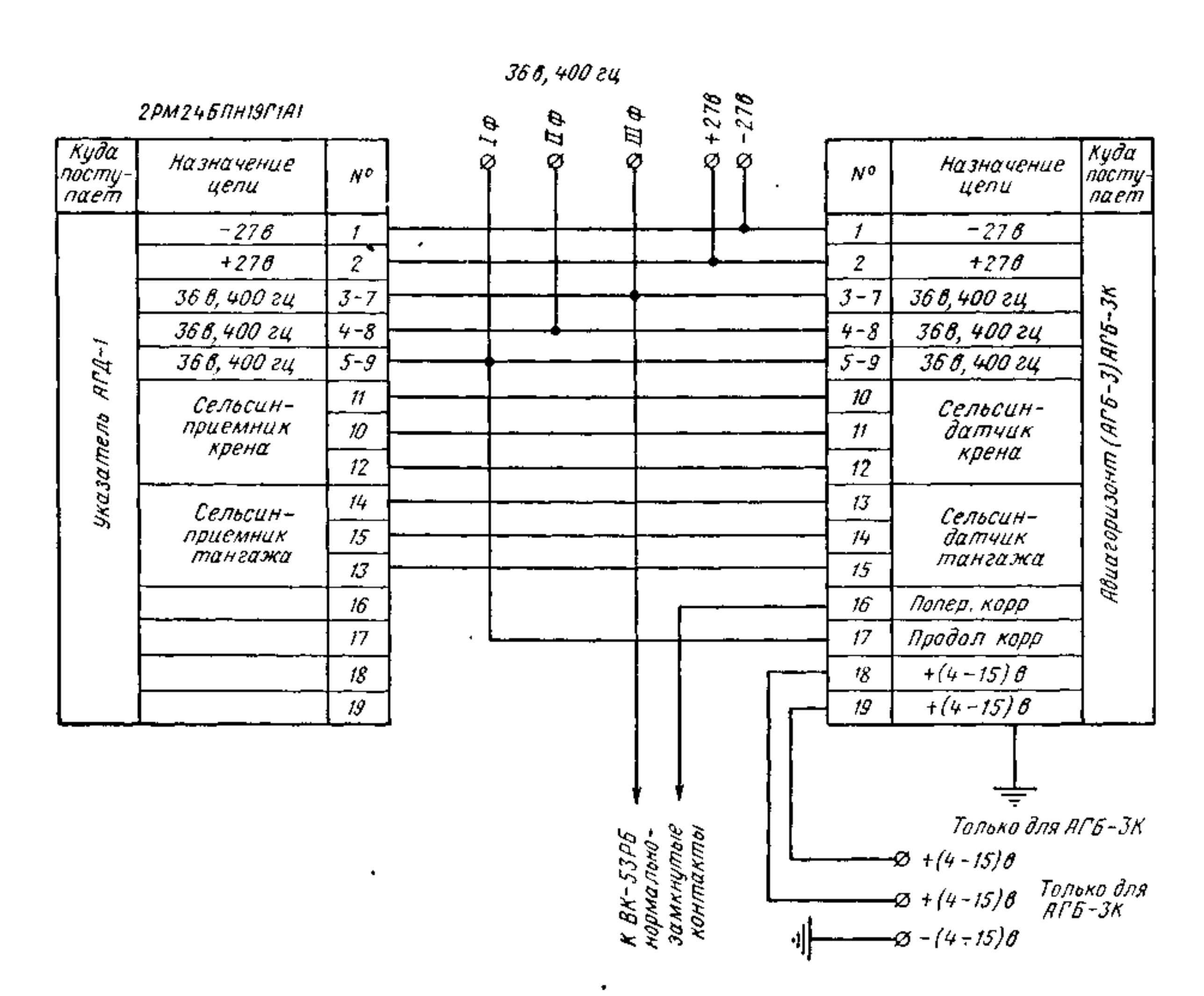


Рис. 37. Схема связи АГБ-3 (АГБ-3К) с указателем АГД-1

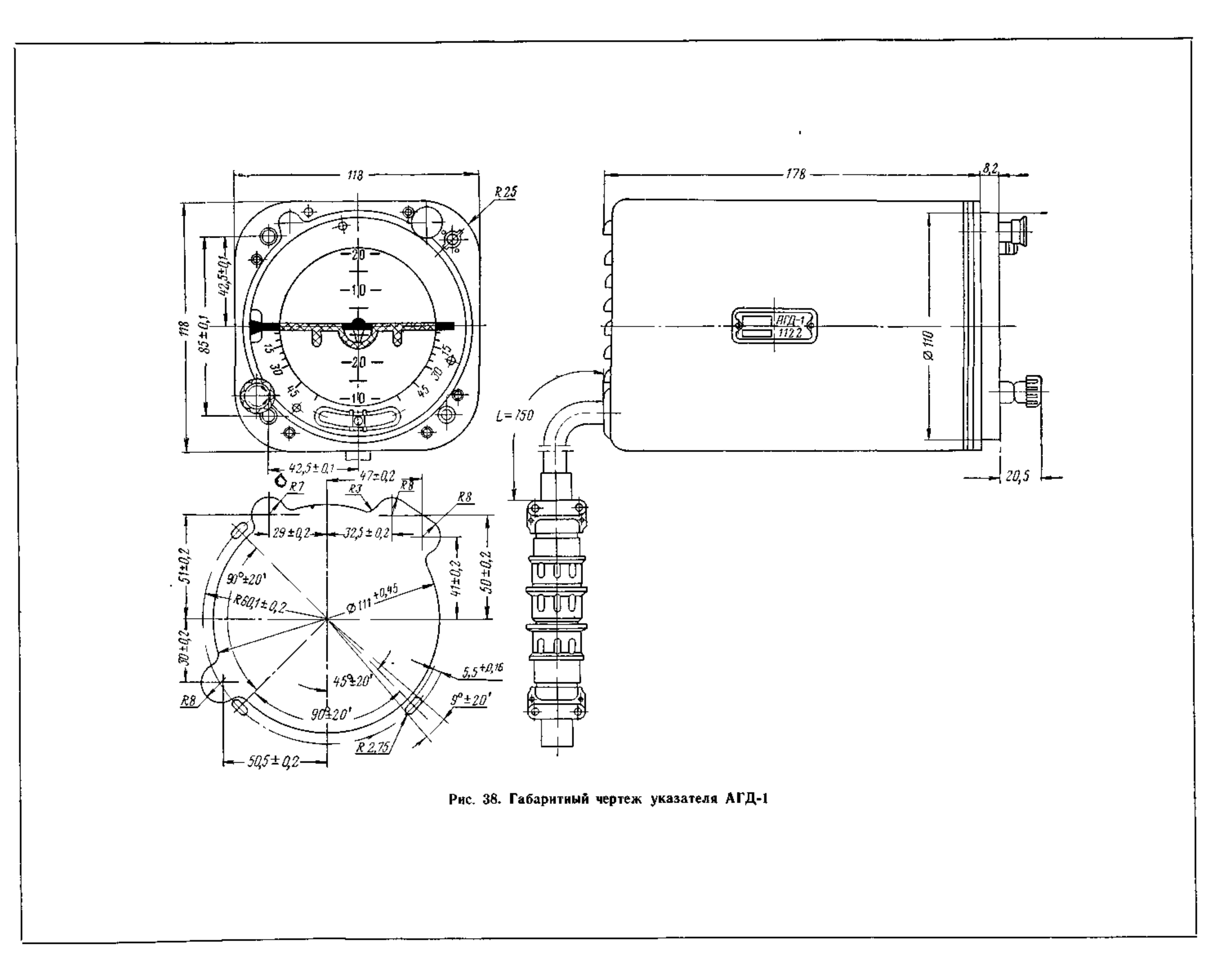


Рис. 38. Габаритный чертеж указателя АГД-1

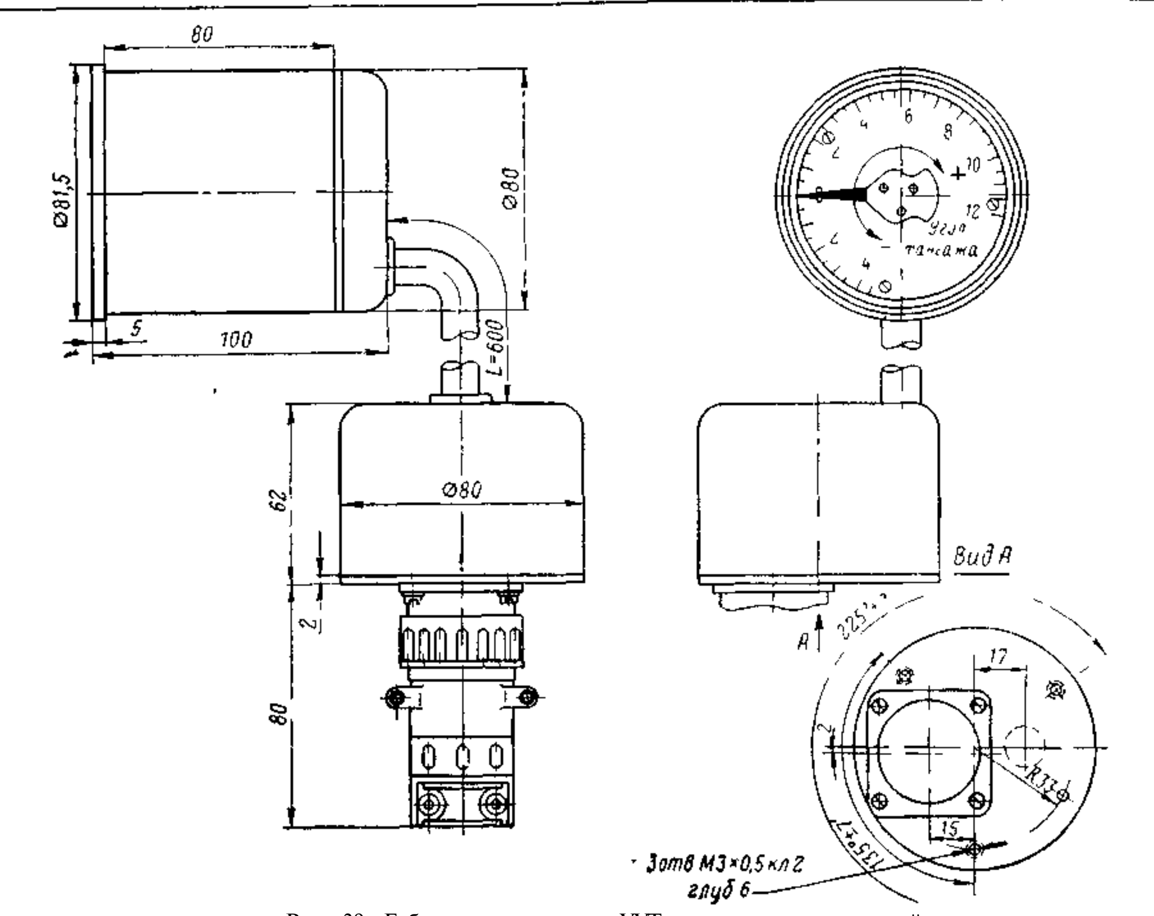


Рис. 39 Габаритные размеры УУТ и размеры соединений

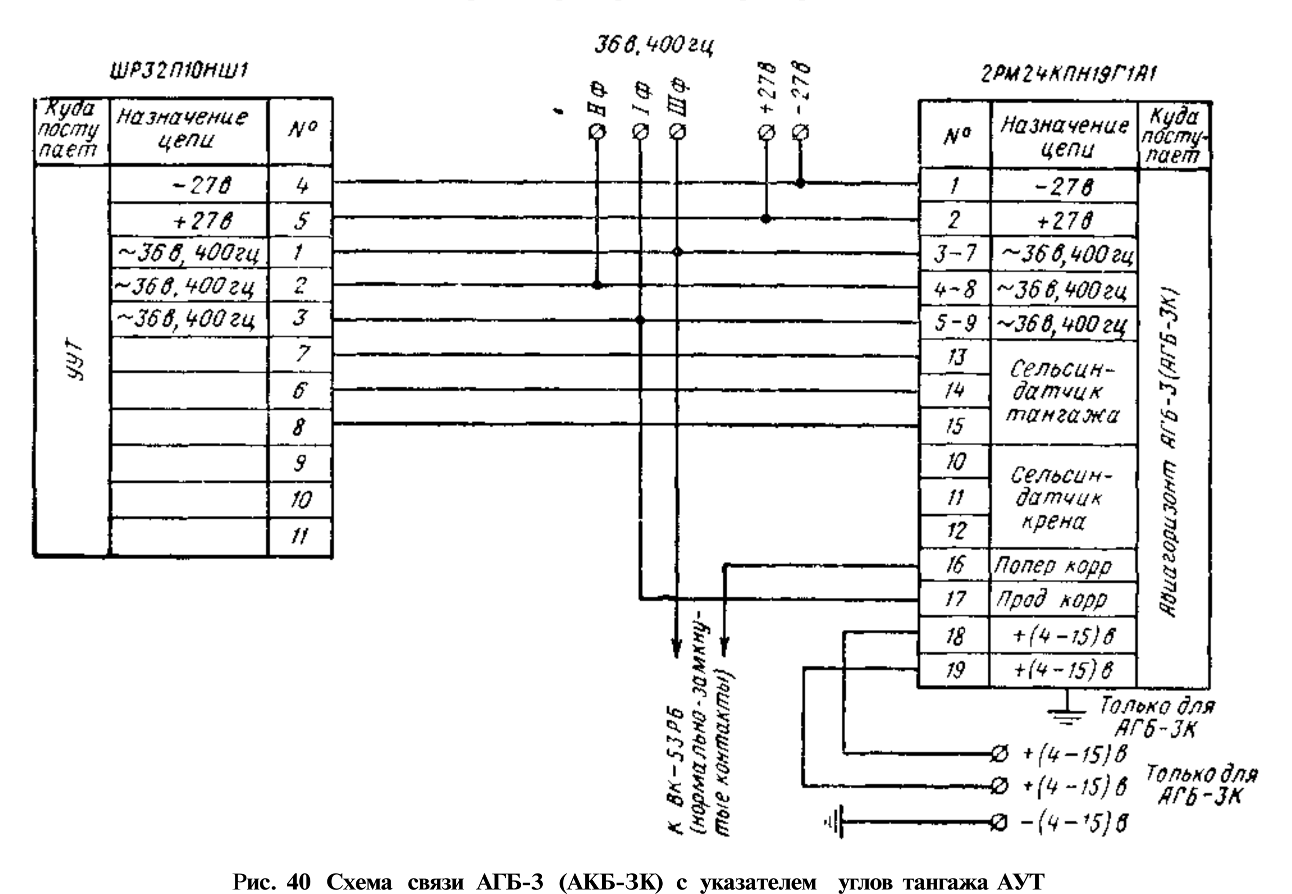


Рис. 40 Схема связи АГБ-3 (АКБ-3К) с указателем углов тангажа АУТ

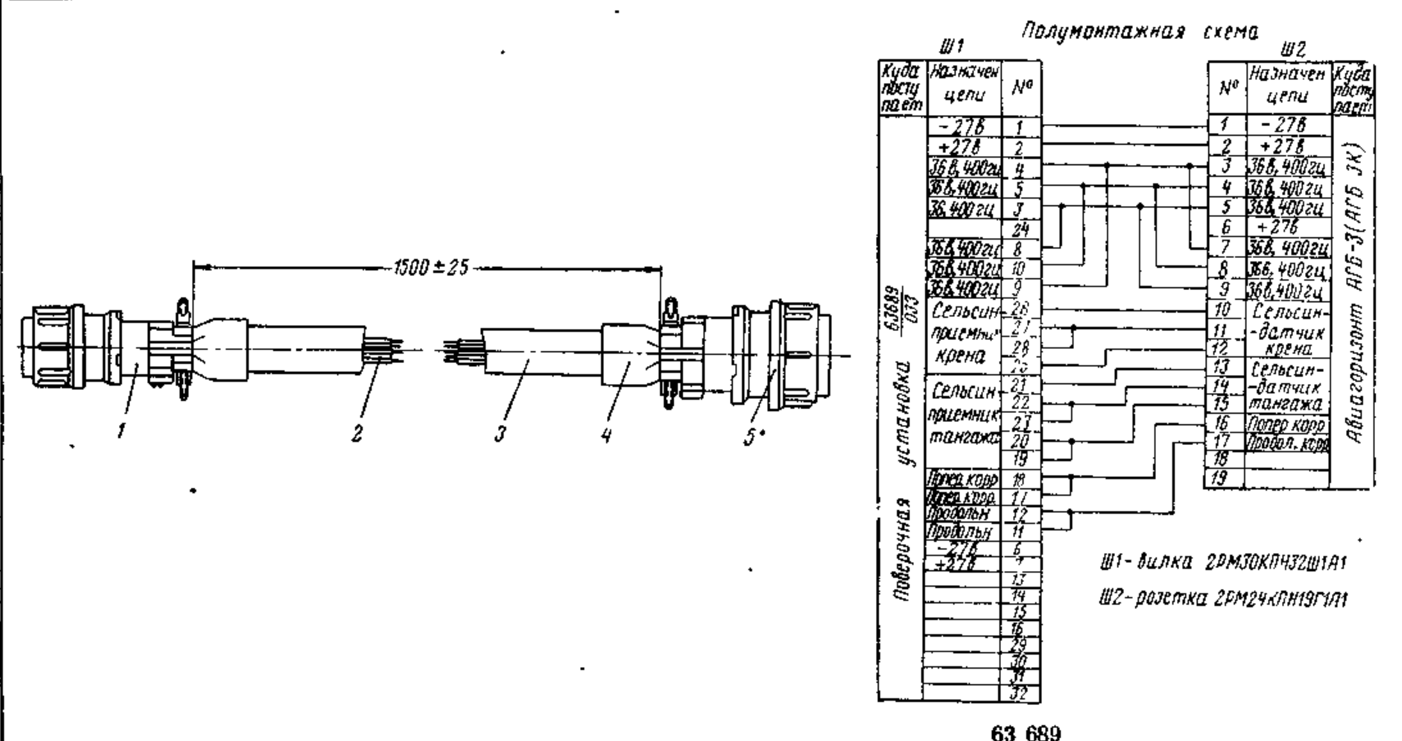


Рис. 41. Переходный жгут: изделие АГБ-3 — установка $\frac{63\ 689}{033}$:

/—розетка штепсельного разъема; 2—провод МГШВ (сечение 0,35 *мм²*, /=1600 *мм*), *3*—резиновая трубка 4381А-10-1,25-1750; *4*—резиновая трубка 4384А-12-2-40; 5—вилка штепсельного разъема

Примечания. 1. Заделка жгута в розетке 4 и вилке *2* по РТМ-1-56 тип XII. (Бирка ДА-98-03 не показана).

2. Концы проводов зачистить от изоляции на длине 5— 10 *мм,* не повредив жил. облудить и паять припоем ПОС 40 (ГОСТ 1499—54) с бескислотным флюсом КЭ по инструкции ДА-0443-003.

3. Пайку концов проводов производить согласно полумонтажной схеме.

4. Места пайки пломбировать цапонлаком по инструкции ДА-0439-096 и закрыть бирками.

5. Монтажные соединения и вязку жгута производить по РТМ-16-59.

6. Закорачивание клемм 11—*12, 17—18* и т. д. разъема Ш1 производить непосредственно в разъеме Ш1, клемм *3- 7, 4—8* и т. д разъема Ш2—непосредственно в разъеме Ш2.

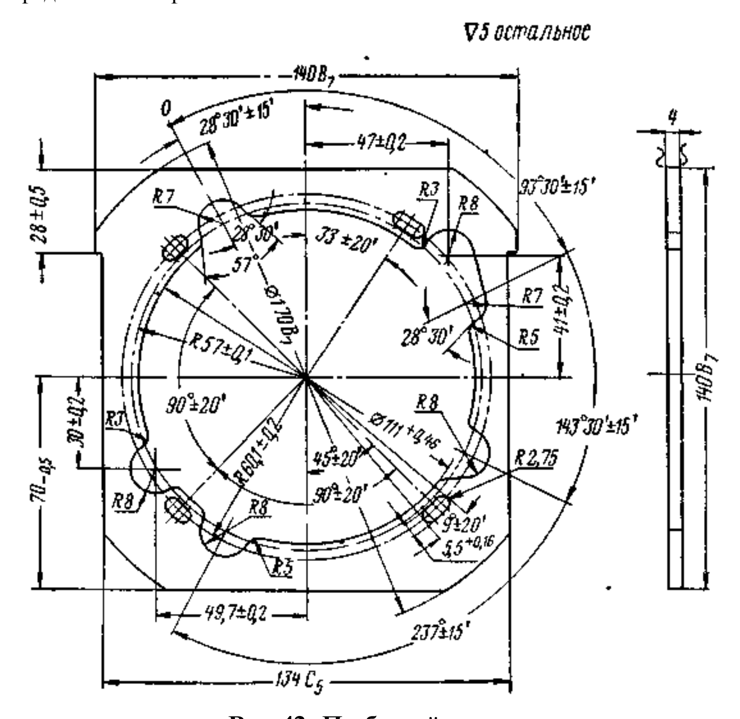


Рис. 42. Приборный щиток

Примечание. 1. Острые кромки притупить R = 0,3—0,5

2. Покрытие ААП—черное, норм 5НГ-25 -49

ОСНОВНЫЕ ПРОВЕРКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ИЗДЕЛИЯ

Что проверяется	Технические требования
1. Время готовности прибора	Не более 1,5 *мин*. Методика в соответствии с п. «а» разд. 1 инструкции по эксплуатации При проверке используются: — электрическая установка 63689/033; — кронштейн 025-П1 (из комплекта УПГ-48) со щитком для крепления прибора; — ламповый вольтметр В3-2А; — секундомер
2. Ток, потребляемый авиагоризонтом в установившемся режиме	В фазах I и II — не более 0,9 *а*. В фазе III — не более 0,8 *а*. В цепи постоянного тока — не более 0,3 *а* Методика в соответствии с п. «б» разд. 1 При проверке используются: — электрическая установка 63689/033; — секундомер
3. Скорость прецессии гироскопа по осям крена и тангажа	1,8—6°/*мин* Методика в соответствии с п. «в» разд. 1 При проверке используются: — электрическая установка 63689/033; — кронштейн 025-П1 (из комплекта УПГ-48) со щитком для крепления прибора; — ламповый вольтметр В3-2А; — секундомер
4. Уход гироскопа по крену и тангажу за 5 *мин* на качающемся основании с выключенной коррекцией	Не более ±2,5°. Методика в соответствии с п. «г» разд. 1 При проверке используются: — установка УПГ-48; — электрическая установка 63689/033; — кронштейн 025-П1 (из комплекта УПГ-48) со щитком для крепления прибора; — ламповый вольтметр В3-2А; — секундомер
5. Работа сигнализатора отказа питания	Флажок сигнализатора отказа питания должен уйти из видимой зоны шкалы тангажа при включенном питании 36 *в* 400 *гц* переменного тока и 27 *в* постоянного тока. При отключении питания флажок должен появиться в видимой зоне шкалы тангажа Методика в соответствии с п. «д» разд. 1. При проверке используется электрическая установка 63689/033
6. Погрешность показаний авиагоризонта по крену и тангажу	Погрешность показаний авиагоризонта, включая застой и инструментально-шкаловую ошибку, на углах от 0 до 30° не должна превышать ±1° Методика в соответствии с п. «е» разд. 1 При проверке используются: — электрическая установка 63689/033; — кронштейн 025-П1 (из комплекта УПГ-48) со щитком для крепления прибора

Примечания. 1. При проверках используются источники питания 36±3,6 *в*; 400±8 *гц* переменного тока и 27±2,7 *в* постоянного тока.

2. В случае замечания летного состава о ненормальной работе АГБ-3 (АГБ-3К) или изделий, связанных с сигналами крена и тангажа АГБ-3 (АГБ-3К), прибор снимают с изделия и проверяют непосредственно после полета.

3. Переходный жгут (рис. 41) и щиток (рис. 42) в комплект ПА-АГД-1 не входят и поставляются по специальному заказу через соответствующее управление.

VII. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ, ИХ ПРИЧИНЫ И СПОСОБЫ УСТРАНЕНИЯ

Признак неисправности	Причина неисправности	Метод обнаружения	Метод устранения
1. Не убирается флажок сигнализатора отказа питания Шкала тангажа уходит до упора вверх или вниз	а) Нарушение цепей питания постоянным током 27 *в* или переменным током 36 *в*, 400 *гц*	Прозвонить самолетный жгут в соответствии с рис. 34, 35	
	б) Неправильное чередование фаз переменного тока 36 *в*, 400 *гц*	То же	
	в) Нарушение цепей внутреннего монтажа АГБ-3 (АГБ-3К)	Если самолетный жгут исправен и подключение АГБ-3 (АГБ-3К) к источникам питания правильное, то имеется нарушение цепей внутреннего монтажа АГБ-3 (АГБ-3К)	Неисправность устраняется заводом-изготовителем
2. Запуск прибора осуществляется нормально, но шкала тангажа не отрабатывает согласованного положения	Неисправен усилитель следящей системы тангажа	При наклонах прибора стеклом вверх—вниз (при включенном питании) шкала тангажа не перемещается. То же самое при вращении кремальеры	Неисправность устраняется заводом-изготовителем
3. Время готовности превышает 1,5 *мин*	а) Источник питания 36 *в*, 400 *гц* дает заниженное напряжение и частоту	Показания авиагоризонта по крену и тангажу через 1,5 *мин* с момента запуска отличаются от стояночных углов самолета	Замерить напряжение переменного тока преобразователя Оно должно быть 36±3,6 *в* Проверить цепи, связывающие преобразователь с авиагоризонтом, и устранить неисправности

Продолжение

Признак неисправности	Причина неисправности	Метод обнаружения	Метод устранения
		б) Неисправен гиродатчик авиагоризонта	Неисправность устраняется заводом-изготовителем
4 При подаче питания на лампы встроенного освещения не горит одна из ламп	Неисправна лампа. Нарушение цепей внутреннего монтажа	Определяется визуально при подаче питания на лампы встроенного освещения и прозвонкой ламп	Заменить лампу Неисправность устраняется заводом-изготовителем

. УКАЗАНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ОДИНОЧНОГО И ГРУППОВОГО КОМПЛЕКТОВ ЗИП

1. В одиночный комплект ЗИП авиагоризонта АГБ-3К входят четыре лампы СМК-37. Замену ламп производят в том случае, если выяснено, что нет нарушения цепей внутреннего монтажа и прозвонкой установлена неисправность ламп.

Для смены ламп пробку с ламподержателем и лампой вынимают из гнезда. Перегоревшую лампу заменяют годной. Сборку производят в обратном порядке.

2. Групповой комплект ЗИП в процессе отработки авиагоризонтом АГБ-3 (АГБ-3К) гарантийного срока службы не используется.

VIII. УПАКОВКА, ТРАНСПОРТИРОВКА И ХРАНЕНИЕ

Авиагоризонт, обернутый бумагой, помещенный в полихлорвиниловый чехол, укладывают в картонную гофрированную коробку. В эту же коробку укладывают крепежные винты, шайбы, лампы, штепсельный разъем и паспорт прибора. Картонные коробки с авиагоризонтами устанавливают в транспортировочный ящик. Вес ящика (брутто) не должен превышать 50 *кг*. При транспортировке запрещается бросать и кантовать ящики.

Изделия, упакованные в транспортировочную тару завода-изготовителя, можно транспортировать:

а) на автомашинах по шоссейным дорогам со скоростью до 60 *км/час* на расстояние до 500 *км;*

б) на автомашинах по проселочным и булыжным дорогам со скоростью до 40 *км/час* на расстояние до 300 *км;*

в) водным и воздушным транспортом с любыми скоростями и на любые расстояния;

г) железнодорожным транспортом с любой скоростью на расстояние до 10 000 *км.*

Авиагоризонты, прибывшие на комплектующий завод или на аэродром, должны поступать на склад и храниться в упаковке завода-поставщика. Коробки с приборами надо размещать на стеллажах. В помещениях хранения приборов должна поддерживаться температура воздуха +20 ± 10° С и относительная влажность воздуха 30—80%. Наличие в помещении самовоспламеняющихся веществ, кислот, щелочей и т. п. не допускается.

Распаковку производят на комплектующем заводе или аэродроме при установке прибора на самолет. При распаковке проверяют комплектность согласно паспорту на прибор, производят внешний осмотр прибора и проверяют наличие пломб, нет ли внешних повреждений (вмятин, царапины, отслоение покрытия), целостность защитного стекла.

СОДЕРЖАНИЕ

Редактор издательства *Л И Шейнфайн* Техн. ред *Т С Старых*

Г-57210 Подписано в печать 30/IV 1968 г. Учетно-изд л 5,39
Формат бумаги 60Х9078=3 бум. л—6 печ. л , в т ч вкл
Продаже не подлежит Заказ 2242/6192

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР
Хохловский пер, 7